



Politecnico di Torino

Corso di Laurea
Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale
Sistemi Propulsivi

A.a. 2024–2025

Sessione di Laurea: Ottobre 2025

**Computational Study on the Sound Pressure
Level produced by the Supersonic Jet
Impingement on a Surface**

Relatore:
Prof. Emanuele Martelli

Candidato:
Alessandro Mascetti

Diritti d'autore / Copyright

© 2025 Alessandro Mascetti. Alcuni diritti riservati.

Quest'opera è distribuita con licenza Creative Commons **Attribuzione–Non Commerciale–Non Opere Derivate 4.0 Internazionale (CC BY-NC-ND 4.0)**.

Testo della licenza: <https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>

Nota: i materiali di terzi non sono coperti da questa licenza e mantengono le rispettive licenze o permessi di utilizzo.

Indice

Elenco delle tabelle	V
Elenco delle figure	VI
1 Il lanciatore Vega	1
1.1 Ruolo di Vega nell'ambito dei lanciatori ESA	1
1.2 Struttura e funzionamento dei motori a propellente solido di Vega .	1
1.3 L'evoluzione del lanciatore Vega	3
1.3.1 Il Vega-C	3
1.3.2 Vega-E	3
1.3.3 Future versioni del lanciatore	3
1.4 Rampa di lancio e configurazione operativa	4
1.5 Problematiche aeroacustiche al decollo e interazioni getto-strutture	5
2 Fondamenti di aeroacustica per getti supersonici al liftoff	6
2.1 Contesto e obiettivo	6
2.2 Strutture d'onda nei getti comprimibili	6
2.3 Principali componenti di rumore	7
2.4 Getto-strutture nella rampa di lancio	7
2.5 Metriche acustiche e collegamento con l'analisi dei segnali	8
2.6 Sintesi del quadro teorico-sperimentale	8
3 Analisi Spettrale dei Segnali Acustici: Fourier e Wavelet	9
3.1 Introduzione all'analisi dei segnali acustici	9
3.2 Trasformata di Fourier e limitazioni	9
3.3 Stima della densità spettrale di potenza (PSD)	10
3.4 Trasformata wavelet continua (CWT)	10
3.5 Applicazioni ai segnali di tesi	10
3.6 Collegamento con i capitoli successivi della tesi	11
4 Determinazione della geometria del lanciatore	12
5 Dominio computazionale e generazione della mesh	14

6	Condizioni e parametri di simulazione	17
7	Analisi parametrica del <i>deflettore di fiamma</i>	19
7.1	Obiettivo dello studio	19
7.2	Geometrie analizzate e comparate	19
8	Analisi dei risultati	21
8.1	Evoluzione del flusso	24
8.1.1	Caso test 1 - Zero	24
8.1.2	Evoluzione del caso test 2 - R+6,5°	25
8.1.3	Evoluzione del caso test 3 (R-6,5°)	26
8.1.4	Evoluzione del caso test 4 (R+10°)	27
8.1.5	Evoluzione del caso test 5 (RC+6,5°)	28
9	Sonde di pressione e analisi spettrale	32
9.1	Configurazione delle sonde	32
9.2	Analisi Spettrale dei Segnali di Pressione	34
9.3	Analisi Parametrica del deflettore di fiamma	34
9.3.1	Obiettivi dello studio	34
9.3.2	Parametri analizzati coi valori di pressione registrati dalle sonde	34
9.4	Risultati – Sonda 1 (sul fairing del payload)	35
9.5	Risultati – Sonda 2 (sul getto)	37
9.6	Risultati – Sonda 3 (sul getto)	39
9.7	Risultati – Sonda 4 (sul bordo d’attacco del deflettore di fiamma) .	41
9.8	Risultati – Sonda 5 (sul deflettore di fiamma)	43
9.9	Risultati – Sonda 6 (sul deflettore di fiamma)	45
9.10	Risultati – Sonda 7 (sul deflettore di fiamma)	47
9.11	Risultati – Sonda 8 (sul primo stadio)	49
9.11.1	Confronto tra le trasformate di Fourier e l’Analisi Wavelet .	51
9.12	Overall SPL	51
10	Commento dei risultati	55
10.1	Confronto dell’ambiente acustico nei cinque casi test	55
10.2	Correlazione tra Analisi Wavelet e immagini Schlieren	62
10.3	Sonde più critiche	65
10.4	Valutazione delle Configurazioni del deflettore di fiamma: Migliori e Peggiori	66
11	Conclusioni	70
A	Fluttuazioni di pressione	73
A.0.1	Sonda 1	73
A.0.2	Sonda 2	75

A.0.3	Sonda 3	76
A.0.4	Sonda 4	77
A.0.5	Sonda 5	78
A.0.6	Sonda 6	79
A.0.7	Sonda 7	80
A.0.8	Sonda 8	81
B	Utilizzo della CFD nello studio di tesi	83
B.1	Obiettivi della simulazione CFD	83
B.2	Software utilizzati	83
B.3	Dominio di calcolo	84
B.4	Generazione della mesh	84
B.5	Modello fisico e impostazioni numeriche	84
B.6	Estrazione e post-processing dei dati	84
B.7	Ruolo dell'analisi fluidodinamica computazionale	85
B.8	Limiti del modello	85
C	Procedura di simulazione in ANSYS Fluent	86
C.0.1	Inizializzazione del progetto e creazione della geometria . . .	86
C.0.2	Impostazione della geometria in <i>DesignModeler</i>	87
C.0.3	Impostazione della geometria in <i>DesignModeler</i>	88
C.1	Generazione di griglia strutturata in <i>ANSYS Mesher</i>	90
C.2	Impostazione del solutore e configurazione della simulazione in <i>Fluent</i>	92
C.3	Condizioni al contorno	94
C.4	Sonde e monitoraggio dei dati	94
C.5	Methods e Controls	95
C.6	Inizializzazione ed esecuzione della simulazione	95
	Bibliografia	99

Elenco delle tabelle

3.1	Confronto tra le principali tecniche di analisi spettrale.	11
4.1	Riepilogo dei parametri geometrici del modello.	13
6.1	Riepilogo dei parametri computazionali utilizzati nella simulazione.	18
9.1	Overall SPL [dB] per ciascuna sonda nei cinque casi di test.	52
10.1	Confronto S1 vs S5: Overall SPL [dB] e differenza $\Delta = S5 - S1$	59
A.1	Massimi valori assoluti della pressione fluttuante e relativi istanti (casi 1–4).	82

Elenco delle figure

1.1	Caratteristiche del vettore Vega-C. Credit: © ESA — Licenza: ESA Standard License (uso non commerciale; tutti i diritti riservati). Fonte: [1]. Questa immagine non rientra nella licenza CC BY-NC-ND della presente tesi.	2
1.2	Evoluzione del lanciatore Vega. Credit: © ESA — Licenza: ESA Standard License (uso non commerciale; tutti i diritti riservati). Fonte: [2]. Questa immagine non rientra nella licenza CC BY-NC-ND della presente tesi.	4
1.3	Decollo del vettore Vega-C, 13 luglio 2022. Credit: © ESA / M. Pedoussaut — Licenza: ESA Standard License (uso non commerciale; tutti i diritti riservati). Fonte: [2]. Questa immagine non rientra nella licenza CC BY-NC-ND della presente tesi.	5
5.1	Condizioni al contorno.	15
5.2	Mesh.	15
5.3	Dettaglio della mesh nell'ugello.	16
7.1	Geometrie del <i>deflettore di fiamma</i> considerate.	20
8.6	Getto del caso test Zero all'istante $t = 0,02\text{ s}$	30
9.1	Distribuzione delle sonde di pressione nei cinque casi test.	33
9.2	Sonda 1 - Casi test Zero e R+6,5	35
9.3	Sonda 1 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5	36
9.4	Sonda 2 - Casi test Zero e R+6,5	37
9.5	Sonda 2 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5	38
9.6	Sonda 3 - Casi test Zero e R+6,5	39
9.7	Sonda 3 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5	40
9.8	Sonda 4 - Casi test Zero e R+6,5	41
9.9	Sonda 4 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5	42
9.10	Sonda 5 - Casi test Zero e R+6,5	43
9.11	Sonda 5 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5	44
9.12	Sonda 6 - Casi test Zero e R+6,5	45

9.13	Sonda 6 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5	46
9.14	Sonda 7 - Casi test Zero e R+6,5	47
9.15	Sonda 7 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5	48
9.16	Sonda 8 - Casi test Zero e R+6,5	49
9.17	Sonda 8 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5	50
9.18	OASPL per sonda e caso test.	53
9.19	Posizione delle sonde	53
9.20	Heatmap dell'OASPL sui casi/sonde.	54
9.21	Focus sulla sonda 1 (payload)	54
10.1	56
10.2	Caso test RC+6,5°, t=0,005535 s	56
10.3	Figura 35: Caso 1, t=0,009715 s, sonda 5 (sul deflettore di fiamma)	57
10.4	Figura 36: Caso 2, t=0,01454 s, sonda 5 (sul deflettore di fiamma) .	58
10.5	Figura 37: Caso 4, t=0,00772 s, sonda 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma)	58
10.6	Confronto diretto tra la Sonda 1 (sul fairing) e la Sonda 5 (sul deflettore di fiamma) nei cinque casi test. Si evidenzia un divario costante di circa 30 dB tra payload e deflettore, con valori minimi per il Caso R+6.5 e massimi per il Caso R+10.	60
10.7	64
A.1	Sonda 1: fluttuazioni di pressione (casi 1-5)	74
A.2	Sonda 2: fluttuazioni di pressione (Caso 1-5).	75
A.3	Sonda 3: fluttuazioni di pressione (caso 1-5).	76
A.4	Sonda 4: fluttuazioni di pressione (caso 1-5).	77
A.5	Sonda 5: fluttuazioni di pressione (casi 1-5).	78
A.6	Sonda 6: fluttuazioni di pressione (casi 1-5).	79
A.7	Sonda 7: fluttuazioni di pressione (casi 1-5).	80
A.8	Sonda 8: fluttuazioni di pressione (casi 1-5).	81
C.1	Interfaccia di ANSYS Workbench	86
C.2	Generazione dei sei componenti nel <i>Project Schematic</i>	87
C.3	Geometria del dominio di calcolo.	87

Capitolo 1

Il lanciatore Vega

1.1 Ruolo di Vega nell’ambito dei lanciatori ESA

Vega è un lanciatore spaziale europeo di classe leggera, sviluppato per l’immissione in orbita bassa (tipicamente orbite polari/SSO e LEO, fino a circa 1500 km) di carichi utili con peso compreso tra poche centinaia di chili e alcune tonnellate, che aumenta l’offerta dello spaziorpoto europeo rispetto ai lanciatori di taglia maggiore [3, 4]. Entrò nei programmi ESA alla fine degli anni ’90 e volò per la prima volta dallo spaziorpoto di Kourou (Guyana francese) nell’anno 2012. Da allora, fornisce l’autonomia di accedere allo spazio all’Europa, dedicata a satelliti di dimensioni ridotte, con profili di missione versatili, anche grazie allo stadio superiore riaccendibile [3]. Tale versatilità consente, durante lo stesso lancio, il dispiegamento *multiple payloads* su differenti orbite. [3].

1.2 Struttura e funzionamento dei motori a propellente solido di Vega

Vega è un lanciatore a quattro stadi, di cui i primi tre a propellente solido (P80, Zefiro-23, Zefiro-9), mentre lo stadio superiore, detto AVUM, è a propellenti liquidi ipergolici ed è riaccendibile [4, 3]. Un *endoreattore* a propellente solido è costituito da: un involucro resistente (*casing*), il propellente solido sagomato (*grano*), un ugello convergente-divergente e un sistema di accensione. Dopo l’ignizione, il propellente brucia sulla superficie esposta, con la conseguenza che i gas si espandono nell’ugello e generano la spinta. La forma interna del grano funge come “profilo di regolazione della spinta”: la spinta cresce nel tempo se il grano è realizzato in modo che l’area che brucia aumenti; la spinta rimane quasi piatta se l’area rimane costante; ancora, la spinta cala progressivamente se l’area diminuisce. I motori a propellenti solidi non sono regolabili durante il funzionamento, né sono riaccendibili se spenti, a differenza dei motori a propellenti liquidi [5]. I propellenti solidi moderni per

lanciatori sono generalmente compositi (APCP): perclorato d'ammonio (ossidante), legante polimerico combustibile (tipicamente HTPB), polveri metalliche (alluminio) e additivi per il controllo del rateo di combustione [6]. Gli involucri dei grandi booster impiegano strutture in materiale composito (fibra di carbonio/epossidica) con un elevato rapporto resistenza/peso [5]. In Vega, la spinta al decollo viene fornita dal primo stadio, il **P80** (con circa 80 t di propellente); seguono lo **Zefiro-23** e lo **Zefiro-9**, con attuatori sugli ugelli per il controllo vettoriale della spinta. Lo stadio superiore, l'**AVUM** (a propellenti liquidi), consente più riaccensioni, al fine di ottenere un inserimento preciso in orbita [4, 3]. Nelle schede tecniche ESA sono riportati i dati di dettaglio (masse del propellente, spinte e durate di combustione) [4, 3].

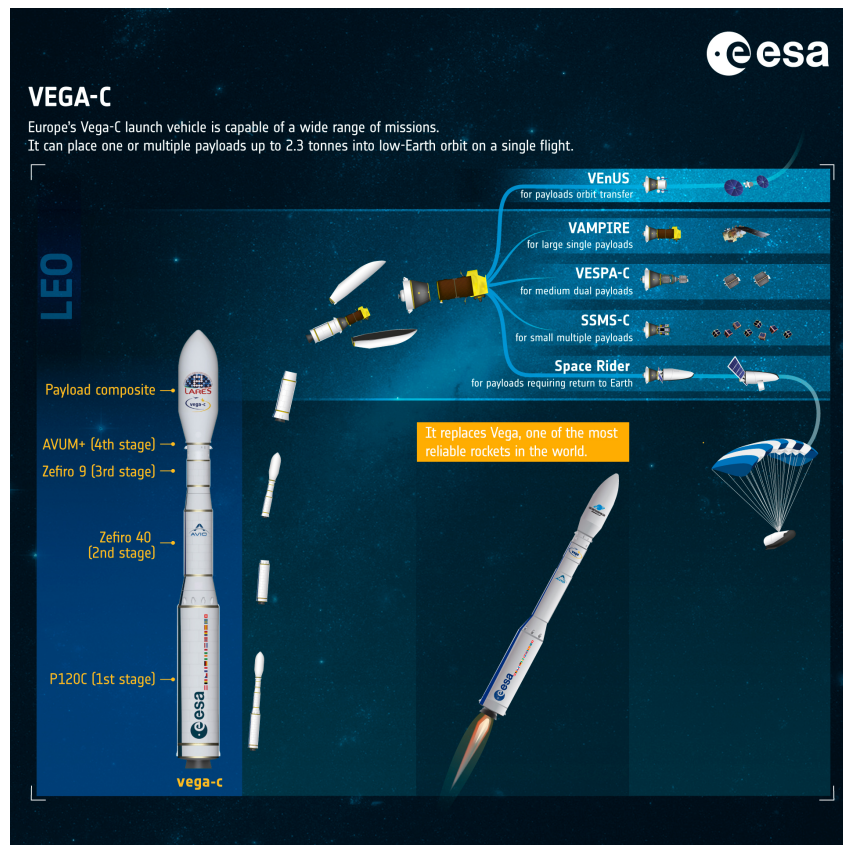


Figura 1.1: Caratteristiche del vettore Vega-C. Credit: © ESA — Licenza: ESA Standard License (uso non commerciale; tutti i diritti riservati). Fonte: [1]. Questa immagine non rientra nella licenza CC BY-NC-ND della presente tesi.

1.3 L'evoluzione del lanciatore Vega

Vega è complementare ai programmi Ariane e Soyuz [7]. La versione originale del lanciatore Vega, qualificata nell'anno 2012, è a quattro stadi: il primo stadio solido P80, seguito dai due motori solidi Zefiro-23 e Zefiro-9 e, ultimo, lo stadio superiore a propellente liquido ipergolico AVUM, con capacità di circa 1,5 t in orbita polare a 700 km [7, 8]. I tre stadi solidi utilizzano una tecnologia di involucri in materiale composito a fibra avvolta, che consente di ridurre la massa strutturale a vuoto.

1.3.1 Il Vega-C

Vega-C, che volò per la prima volta nell'anno 2022 [8], è il frutto del programma di consolidamento ed evoluzione di Vega (VECEP), di cui ha incrementato la capacità a circa 2,2 t a 2,3 t in LEO, grazie a innovazioni su tutti gli stadi principali:

- **introduzione del P120C** al primo stadio, con oltre 140 t di propellente solido, utilizzato anche come booster di Ariane 6 (la lettera C, che sta per common, indica che sia condiviso con altri lanciatori);
- **introduzione dello Zefiro-40** al secondo stadio, che sostituisce lo Zefiro-23 e migliora il bilanciamento spinta/massa;
- **Zefiro-9** invariato come terzo stadio;
- **introduzione dell'AVUM+** come quarto stadio, con maggiore propellente e capacità di riaccensioni multiple, fondamentale per missioni multi-satellite [8].

L'ampliamento dell'ogiva, fino al diametro di 3,3 m), consente di ospitare payload voluminosi, come lo spaziotrapiantabile *Space Rider*. Vega-C è, quindi, un lanciatore più versatile e competitivo, grazie a componenti comuni e a una maggiore efficienza nei costi [8].

1.3.2 Vega-E

La prossima evoluzione sarà Vega-E, che introdurrà un upper stage criogenico a metano e ossigeno liquido e sostituirà AVUM e Zefiro-9. Il nuovo motore M10, con 10 t di spinta, sviluppato da Avio con tecniche di manifattura additiva [9, 10], utilizza un ciclo *expander* rigenerativo. Questa soluzione consente di usare propellenti non tossici e di ridurre i costi. Vega-E passerà così da quattro stadi a tre: P120C, Zefiro-40 e M10 criogenico [9].

1.3.3 Future versioni del lanciatore

ESA e Avio hanno già pensato a ulteriori sviluppi: la versione Vega-C+ introdurrà il motore solido P160C, con circa 14 t aggiuntive di propellente rispetto al P120C,

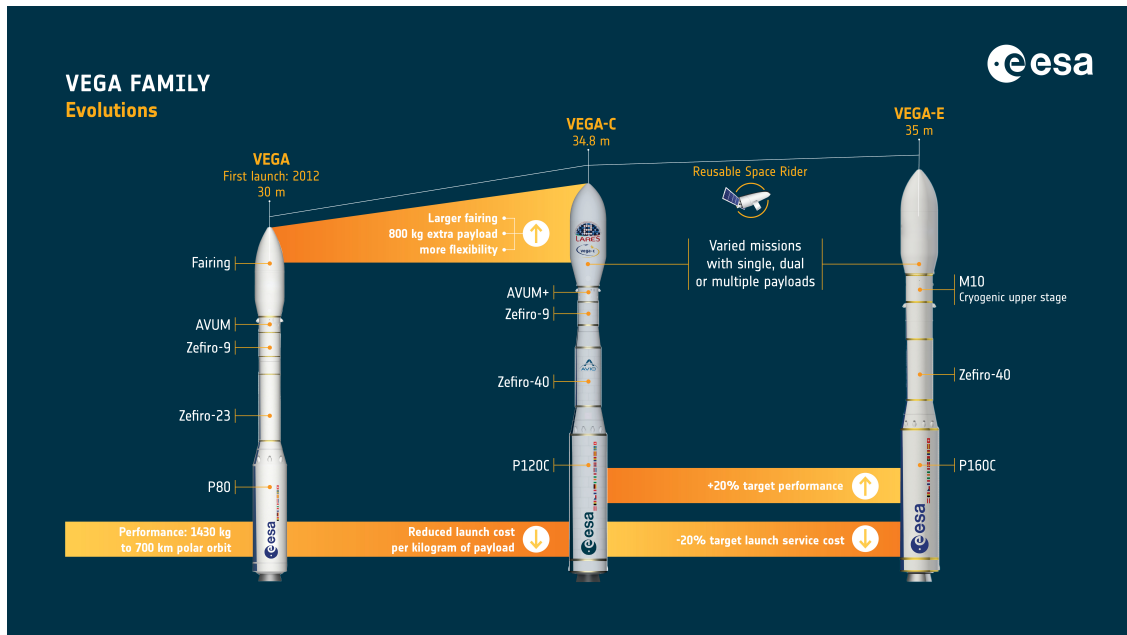


Figura 1.2: Evoluzione del lanciatore Vega. Credit: © ESA — Licenza: ESA Standard License (uso non commerciale; tutti i diritti riservati). Fonte: [2]. Questa immagine non rientra nella licenza CC BY-NC-ND della presente tesi.

incrementando così la sua capacità orbitale [11]. In un futuro più lontano, la struttura modulare di Vega-E evolverà nella famiglia “Vega-Next”, basata su blocchi comuni (P160C e M10) per configurazioni a due o tre stadi, con la conseguenza di una ulteriore riduzione dei costi e di una maggiore flessibilità operativa [9, 11].

1.4 Rampa di lancio e configurazione operativa

Le operazioni di integrazione e lancio avvengono nel complesso ELV (*Ensemble de Lancement Vega*) di Kourou. La *torre mobile di servizio* consente l’assemblaggio verticale, i test funzionali e la protezione ambientale del veicolo. La torre viene retratta su binari [12], poco prima del decollo. La piattaforma di lancio convoglia i gas nei condotti di scarico, al fine di deviare il getto supersonico dal veicolo e dalle infrastrutture; un sistema di *water deluge* immette ingenti masse d’acqua nella camera di scarico, al fine di garantire la protezione termica e l’attenuazione parziale del campo acustico riflesso [12, 13]. AVUM viene rifornito sul pad con propellenti ipergolici. I tre stadi solidi giungono alla base di lancio già caricati e sigillati [12, 3].

1.5 Problematiche aeroacustiche al decollo e interazioni getto-strutture

Le problematiche aeroacustiche costituiscono la motivazione all'analisi condotta in questa tesi sul campo di pressione generato dall'interazione getto/strutture e sulla sua caratterizzazione spettrale. Il decollo di un lanciatore genera un ambiente acustico estremo: il getto supersonico interagisce con i deflettori di fiamma e con le strutture del pad, producendo onde di pressione intense su un ampio spettro di frequenze; tali onde si riflettono e interferiscono, investendo il veicolo e il payload [13, 14]. I livelli di pressione sonora in punti prossimi al veicolo possono raggiungere valori molto elevati (decine di Pa rms, con picchi che corrispondono a livelli in dB di grande entità), capaci di eccitare e mandare in risonanza le strutture e sollecitare sottosistemi sensibili dei satelliti [13, 14]. Il contributo dominante al liftoff è il *jet noise*, rumore di mescolamento turbolento e componenti associate agli shock; in quota poi, man mano che le interazioni tra il flusso e il pad diminuiscono, crescono le componenti aerodinamiche di scia [13]. La mitigazione sul pad può impiegare il *water deluge* e accorgimenti geometrici sui deflettori e rivestimenti fonoassorbenti. La riduzione che si può ottenere è limitata e dipende sensibilmente dalla configurazione [13].



Figura 1.3: Decollo del vettore Vega-C, 13 luglio 2022. Credit: © ESA / M. Pedoussaut — Licenza: ESA Standard License (uso non commerciale; tutti i diritti riservati). Fonte: [2]. Questa immagine non rientra nella licenza CC BY-NC-ND della presente tesi.

Capitolo 2

Fondamenti di aeroacustica per getti supersonici al liftoff

2.1 Contesto e obiettivo

Il liftoff di un lanciatore come *Vega* genera un ambiente acustico estremo: il getto supersonico interagisce con i deflettori e con le strutture della rampa di lancio, producendo onde di pressione intense su un ampio spettro di frequenze, con possibili effetti dannosi su veicolo, payload e infrastrutture di terra [15, 16]. In letteratura, si considerano due meccanismi principali per i lanciatori con rampa di lancio aperta: la *ignition overpressure* (IOP), dovuta alla riflessione verso l'alto di onde di pressione dgenerate dal primo impatto del getto sul deflettore, e la *duct overpressure* (DOP), associata alla sovrappressione che si sviluppa e che si libera nei condotti di scarico [16]. Alla luce di ciò, lo scopo di questa tesi è confrontare le diverse configurazioni geometriche del deflettore di fiamma e identificarne l'effetto sul livello sonoro, con particolare attenzione ai carichi acustici percepiti sul payload e sulla rampa.

2.2 Strutture d'onda nei getti comprimibili

A valle dell'ugello, un getto supersonico sottoespanso presenta una struttura d'urto quasi periodica. Le variazioni di pressione e densità associate a tale configurazione, unite alla turbolenza dello shear layer, generano contributi acustici rilevanti [17, 18]. Quando il getto interagisce con una superficie (jet impinging), l'interazione con la stagnation region, le onde riflesse e i flussi deviati amplificano ulteriormente l'emissione sonora e ne accentuano la direzionalità [16, 19]. Tali fenomeni risultano particolarmente significativi nelle rampe di lancio dotate di deflettori inclinati o con canali laterali.

2.3 Principali componenti di rumore

(i) Rumore da mescolamento turbolento

Il broadband mixing noise (BBMN) rappresenta la principale sorgente acustica in un'ampia gamma di frequenze, sia nei getti subsonici che in quelli supersonici, ed è prodotto dal moto turbolento di un getto. Nel regime supersonico, la direzionalità e la distribuzione spettrale del rumore dipendono dall'intensità e dalla scala della turbolenza nello shear layer [17, 20].

(ii) Shock-associated noise (BBSAN)

Nei getti supersonici, l'interazione casuale tra la turbolenza e le celle d'urto produce il rumore a banda larga associato agli urti (broadband shock-associated noise, BBSAN). Esso è caratterizzato da bande o picchi spettrali pronunciati, la cui posizione in frequenza è determinata dalla lunghezza delle celle d'urto e dallo stato di espansione del getto [18, 17]. In presenza di impingement o di superfici inclinate, le riflessioni possono amplificare queste bande spettrali e modificarne la direzionalità. [16, 19].

(iii) Tono di *screech*

Il getto può addirittura sviluppare un'auto eccitazione dovuta a un *feedback* idroacustico, che genera toni quasi monocromatici noti come *screech*, in particolari condizioni di sottoespansione e geometria. Powell e altri autori successivamente ne hanno descritto il meccanismo classico [21, 17]. Riflessioni e deflessioni possono favorire o sopprimere lo *screech* sulla base della distanza dall'ugello e della configurazione geometrica [19] nell'ambiente della rampa di lancio.

2.4 Getto-strutture nella rampa di lancio

Deflettori e condotti della rampa di lancio nel *liftoff* impongono condizioni di *impingement* e di deviazione del getto, che generano onde riflesse verso l'alto (IOP) e transitori di sovrappressione nei condotti (DOP), che causano a loro volta elevati carichi acustici sul *fairing* e sugli stadi inferiori [16]. Studi numerici e sperimentali effettuati su configurazioni semplificate (piastre normali o inclinate, piastre forate) mostrano come piccoli cambi di angolo o di distanza di impatto modifichino sensibilmente lo spettro (BBMN, BBSAN) e l'ampiezza dei picchi energetici, con effetti sulla mitigazione del rumore [19, 22]. In questo contesto, l'analisi comparativa dei deflettori con diverse inclinazioni rappresenta uno strumento per valutare la riduzione del livello sonoro [16].

2.5 Metriche acustiche e collegamento con l'analisi dei segnali

I livelli di pressione sonora sono espressi in termini di densità spettrale di potenza e di *Sound Pressure Level* (SPL) valutato su bande di frequenza, nei risultati sperimentali e numerici. L'*overall* SPL (OASPL) sintetizza l'energia sull'intero spettro acquisito [15]. L'analisi di Fourier (stima del PSD con metodo di Welch) e quella tempo-frequenza si combinano mediante la Trasformata Wavelet continua (CWT) [23, 24] per caratterizzare le componenti stazionarie e transitorie. Tali strumenti, impiegati nella presente tesi, consentono di: (i) identificare bande e picchi associati a BBMN (rumore da mixing a banda larga), BBSAN (rumore associato agli urti) e *screech* (toni quasi-monocromatici); (ii) seguire l'evoluzione temporale durante l'accensione e l'impatto sul deflettore; (iii) confrontare le cinque diverse configurazioni del *deflettore di fiamma*, valutando la differenza di livello sonoro in posizioni critiche.

2.6 Sintesi del quadro teorico-sperimentale

In sintesi, il quadro teorico e sperimentale indica che l'ambiente acustico al *ltoff* è governato dall'interazione tra la turbolenza del getto, le strutture d'urto e le riflessioni e deflessioni indotte dall'impatto con la rampa [17, 18, 16]. La scelta della geometria del deflettore influenza la distribuzione spettrale e l'intensità dei carichi acustici [19, 22].

Capitolo 3

Analisi Spettrale dei Segnali Acustici: Fourier e Wavelet

3.1 Introduzione all'analisi dei segnali acustici

I segnali di pressione sonora generati in ambito aeroacustico (ad esempio durante il *liftoff* di un razzo) sono caratterizzati da un ampio contenuto spettrale e da una elevata variabilità nel tempo. L'analisi di questi segnali consente di valutare i livelli di intensità sonora (SPL) e di identificare i fenomeni tonali aeroacustici e le risonanze strutturali. Le trasformate permettono di scomporre i segnali nei loro contributi spettrali: la Trasformata di Fourier fornisce lo spettro globale, mentre approcci più avanzati, come la Trasformata Wavelet, consentono di analizzare i segnali non stazionari, tipici dei getti supersonici [25, 26, 27].

3.2 Trasformata di Fourier e limitazioni

La Trasformata di Fourier di un segnale $x(t)$ si definisce come

$$X(\omega) = \int_{-\infty}^{+\infty} x(t) e^{-j\omega t} dt , \quad (3.1)$$

e fornisce la rappresentazione spettrale del segnale [28]. La Trasformata di Fourier classica, tuttavia, non contiene informazione sul tempo: descrive *quali* frequenze sono presenti, ma non (a che istante) si manifestano. Tale caratteristica costituisce un limite per segnali non stazionari, come quelli aeroacustici di getti supersonici [27]. Un primo approccio è la Trasformata di Fourier a breve termine (STFT, *Short-Time Fourier Transform*), introdotta da Gabor [25], che applica la Trasformata di Fourier su finestre temporali. Tuttavia, la STFT è limitata dal compromesso tra risoluzione temporale e frequenziale [26].

3.3 Stima della densità spettrale di potenza (PSD)

L'analisi spettrale si basa sulla densità spettrale di potenza (PSD), per i segnali modellati come processi aleatori stazionari. Essa è definita come la Trasformata di Fourier della funzione di autocorrelazione $R_{xx}(\tau)$ del processo $x(t)$:

$$S_{xx}(f) = \int_{-\infty}^{+\infty} R_{xx}(\tau) e^{-j2\pi f\tau} d\tau , \quad (3.2)$$

Ciò consente di descrivere la distribuzione di energia del segnale sulle varie frequenze [29]. Una prima stima della PSD è data dal **periodogramma**:

$$\hat{S}_{xx}^{(P)}(f) = \frac{1}{T} |X_T(f)|^2 , \quad (3.3)$$

Esso, tuttavia, presenta varianza elevata. Per ridurre la varianza si impiega il Metodo di Welch [23], che consiste nel segmentare il segnale, applicare finestre (ad esempio Hann o Hamming) e mediare i periodogrammi dei singoli segmenti. Questo approccio fornisce una PSD "levigata" e statisticamente più robusta, ampiamente utilizzata nell'ingegneria acustica [28].

3.4 Trasformata wavelet continua (CWT)

Per segnali non stazionari si impiega la trasformata Wavelet continua (CWT):

$$W_x(a, b) = \frac{1}{\sqrt{|a|}} \int_{-\infty}^{+\infty} x(t) \psi^*\left(\frac{t-b}{a}\right) dt , \quad (3.4)$$

dove $\psi(t)$ è la Wavelet madre [27]. La Wavelet di Morlet, una sinusoide modulata da una gaussiana, è particolarmente adatta per segnali aeroacustici [24, 30]. La CWT consente di rappresentare come le frequenze evolvono nel tempo, ad esempio, impulsi ad alta frequenza immediatamente dopo l'accensione del motore o crescite di energia a basse frequenze durante l'interazione del getto con il deflettore [30].

3.5 Applicazioni ai segnali di tesi

Nel presente lavoro, le sonde di pressione installate su razzo, deflettore e *fairing* hanno registrato segnali di pressione variabile nel tempo. Le trasformate di Fourier (FFT) e le stime di PSD ottenute con il Metodo di Welch [23] hanno permesso di confrontare le componenti spettrali dominanti tra le diverse posizioni delle sonde. Successivamente, l'analisi CWT con la Wavelet di Morlet ha messo in evidenza la natura transitoria di alcune componenti, come, ad esempio, picchi a frequenze specifici coincidenti con l'impatto del getto sul deflettore di fiamma. L'impiego congiunto di Fourier e Wavelet ha fornito, quindi, sia una visione globale (PSD, OASPL), che una locale (rappresentazioni tempo-frequenza e scalogrammi), collegando i fenomeni acustici descritti nei capitoli precedenti alle analisi quantitative sui casi test.

Tabella 3.1: Confronto tra le principali tecniche di analisi spettrale.

Metodo	Descrizione	Vantaggi	Limitazioni
Trasformata di Fourier (FFT)	Scomponi il segnale in frequenze armoniche globali.	<ul style="list-style-type: none"> – Rappresentazione spettrale completa – Implementazione numerica semplice e veloce 	<ul style="list-style-type: none"> – Non fornisce localizzazione temporale – Adatta solo a segnali stazionari
Metodo di Welch (PSD)	Stima della densità spettrale tramite segmentazione, finestre e media dei periodogrammi.	<ul style="list-style-type: none"> – Riduce la varianza statistica – Risultati più robusti e levigati 	<ul style="list-style-type: none"> – Perdita di risoluzione in frequenza – Dipendenza dalla scelta di finestra e sovrapposizione
Trasformata Wavelet Continua (CWT)	Analisi tempo-frequenza basata sulla correlazione con funzioni wavelet scalate e traslate (es. Morlet).	<ul style="list-style-type: none"> – Rappresenta l'evoluzione temporale delle frequenze – Adatta a segnali transitori o non stazionari 	<ul style="list-style-type: none"> – Maggiore costo computazionale – Risultati dipendenti dalla wavelet scelta

3.6 Collegamento con i capitoli successivi della tesi

I metodi presentati costituiscono la base per l'analisi dei risultati:

- la PSD sarà usata per confrontare l'intensità spettrale tra le diverse configurazioni del deflettore;
- la CWT evidenzierà i momenti temporali in cui si manifestano componenti impulsive o risonanze.

Questi strumenti consentiranno di individuare quale geometria del deflettore, quale caso test, produce il livello acustico minore nelle zone critiche.

Capitolo 4

Determinazione della geometria del lanciatore

Per determinare le dimensioni del modello si è partiti dalla progettazione dell'ugello, utilizzando le relazioni del flusso isentropico. In particolare, si è assunto un numero di Mach in gola pari a $M_t = 1$ e, in uscita, pari a $M_e = 2,94$.

La portata massica attraverso una sezione generica dell'ugello è data dalla seguente formula:

$$\dot{m} = \frac{p_c A M}{\sqrt{R T_c}} \cdot \sqrt{\frac{\gamma}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (4.1)$$

dove

- \dot{m} è la portata massica,
- p_c è la pressione nella camera di combustione,
- A è l'area della sezione considerata,
- M è il numero di Mach locale,
- γ è il rapporto dei calori specifici (1,35),
- T_c è la temperatura nella camera di combustione,
- R è la costante specifica del gas.

Poiché la portata massica si conserva lungo tutto l'ugello, nella sezione di gola, dove $M_t = 1$, la formula si semplifica e diventa:

$$\dot{m} = \Gamma \cdot \frac{p_c A_t}{\sqrt{R T_c}}. \quad (4.2)$$

Combinando le due espressioni precedenti, si ottiene il rapporto di espansione delle aree:

$$\frac{A}{A_t} = \frac{1}{M} \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}. \quad (4.3)$$

Assumendo $r_t = 1,01$ cm, utilizzando $M = 1$ in gola e $M = 2,94$ all'uscita, si calcola il rapporto di espansione necessario e si ottiene il raggio della sezione d'uscita dell'ugello: $r_e = 2,12$ cm. La lunghezza dell'ugello è stata determinata assumendo un ugello conico, con angolo nel tratto divergente di $14,82^\circ$, in modo da garantire una corretta espansione del flusso. Il deflettore di fiamma è stato posizionato a una distanza di circa 11 raggi di gola dall'uscita dell'ugello per simulare, in modo realistico, l'interazione del getto durante il *lift-off*.

Il modello utilizzato in questo studio è stato disegnato richiamando la forma generale dell'ugello del primo stadio di Vega, anche se non ne rappresenta una replica perfettamente scalata. L'obiettivo principale dello studio è un'analisi aeroacustica, più che una riproduzione ingegneristica dettagliata. Poiché l'Agenzia Spaziale Europea (ESA) non fornisce dati dimensionali ufficiali su questi componenti, si è preferito progettare un ugello con caratteristiche prestazionali realistiche, piuttosto che una riproduzione geometrica precisa. L'ugello modellato serve quindi, principalmente, come oggetto di riferimento per l'analisi di Fourier e Wavelet, e non come un modello ingegneristico ad alta fedeltà.

Tabella 4.1: Riepilogo dei parametri geometrici del modello.

Caratteristica del dominio computazionale	Valore
Raggio della gola (r_t)	1,01 cm
Raggio in uscita (r_e)	2,12 cm
Raggio in ingresso (r_i)	1,44 cm
Lunghezza dell'ugello (l_n)	5,81 cm
Distanza del deflettore (d)	11,40 cm

Capitolo 5

Dominio computazionale e generazione della mesh

La geometria è stata creata utilizzando New Design Modeler di ANSYS Fluent, mentre si è utilizzato ANSYS Fluent Meshing per effettuare la mesh. Il dominio computazionale è assialsimmetrico. La figura 5.1 mostra le condizioni al contorno applicate al modello. Il bordo inferiore del dominio funge da asse di simmetria, mentre il *deflettore di fiamma* si trova sul lato destro.

È stata applicata una strategia di suddivisione a blocchi strutturati per avere una mesh precisa ed è stata attentamente partizionata per tenere conto delle variazioni del dominio (Figura 5.2), garantendo una maggiore risoluzione nelle zone critiche e mantenendo un costo computazionale sostenibile. La massima raffinatezza è attorno all'ugello, seguita dalla regione in cui il getto si espande e interagisce con il deflettore di fiamma. A causa della presenza del deflettore, le celle nell'angolo in basso a destra presentano una maggiore distorsione, che introduce una certa viscosità numerica in questa zona. Allontanandosi dall'ugello, la densità della mesh diminuisce gradualmente, mantenendo però un rapporto di aspetto accettabile. La qualità minima degli elementi è 0,369, mentre la *skewness* massima è 0,718. Entrambe sono riferite alle celle distorte vicino al bordo in basso a destra della prima parte del deflettore.

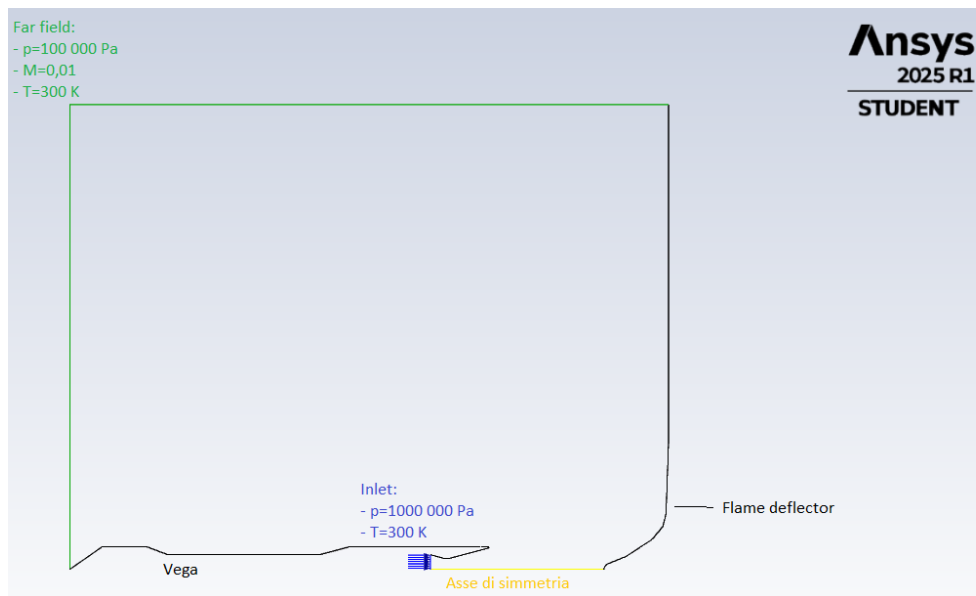


Figura 5.1: Condizioni al contorno.

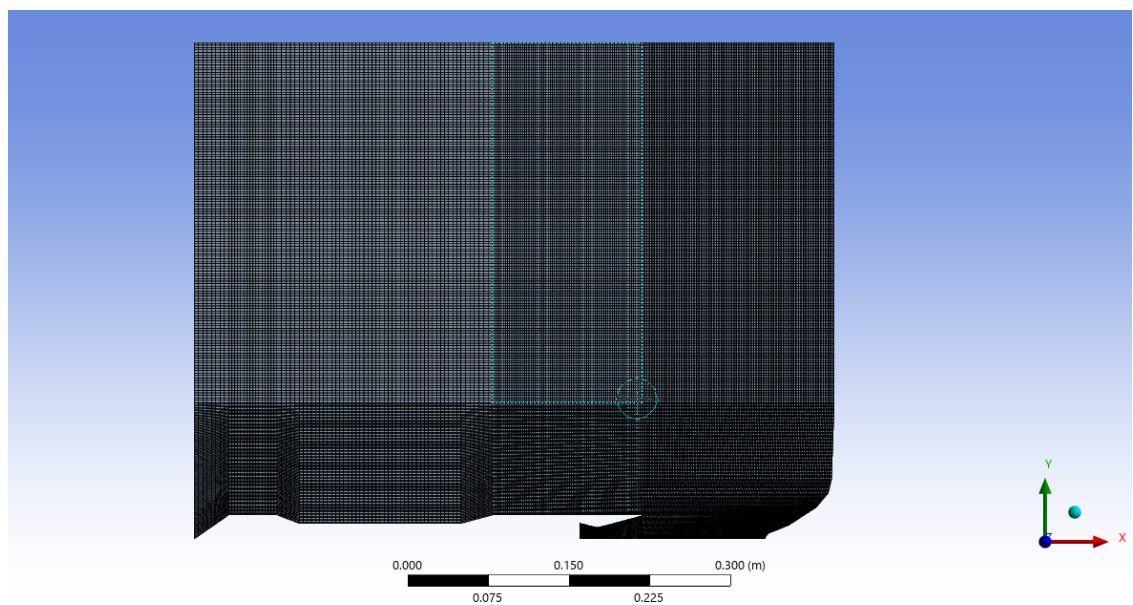


Figura 5.2: Mesh.

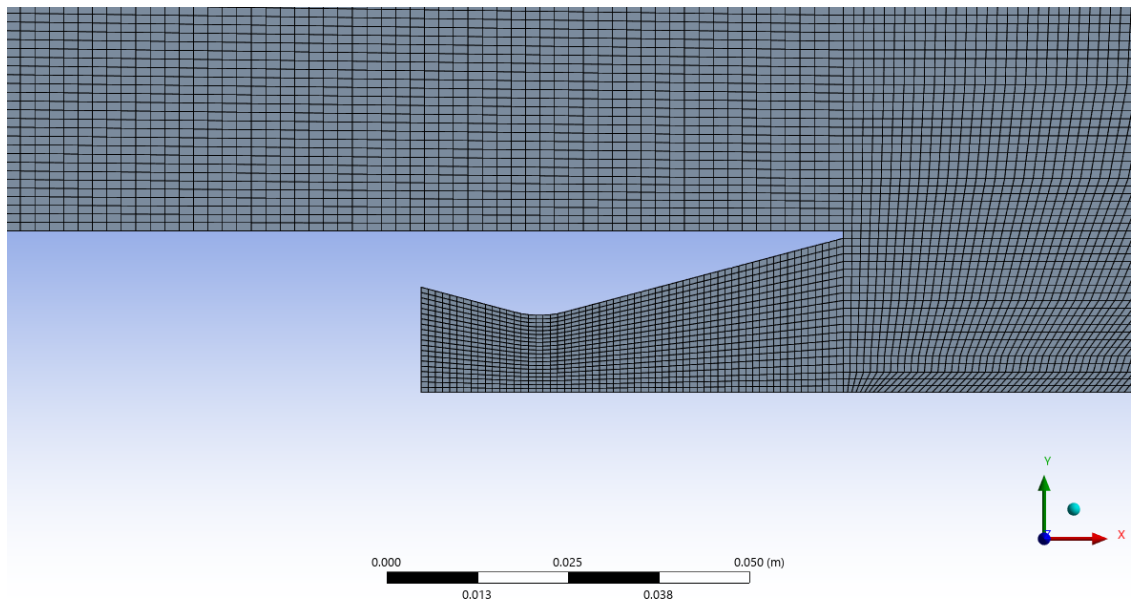


Figura 5.3: Dettaglio della mesh nell'ugello.

Capitolo 6

Condizioni e parametri di simulazione

In questo studio, il flusso è considerato inviscido: gli effetti viscosi sono trascurati e il gas è trattato come un fluido ideale monofase. Data questa ipotesi, le equazioni che descrivono il moto del fluido utilizzate nella simulazione sono quelle di Eulero, che descrivono il comportamento di un flusso comprimibile assialsimmetrico:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (6.1)$$

$$\frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p \quad (6.2)$$

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v} E) = -\nabla \cdot (p \vec{v}) . \quad (6.3)$$

Poiché il flusso è assunto come monofase e non reattivo, i termini di sorgente di queste equazioni sono stati trascurati. Per risolvere numericamente tali equazioni è stata applicata una discretizzazione Second Order Upwind, che garantisce una buona accuratezza spaziale, mentre per l'integrazione temporale è stata utilizzata una discretizzazione Second Order Implicit. La discretizzazione implicita migliora la stabilità numerica e assicura una rappresentazione accurata della propagazione delle onde acustiche.

Per il calcolo dei flussi è stato usato il Roe Flux Differencing Scheme (Roe-FDS). Questo schema si basa sulla risoluzione di un problema di Riemann localizzato su ciascuna superficie di separazione tra celle, garantendo una robusta approssimazione delle discontinuità, come le onde d'urto, e minimizzando al contempo la diffusione numerica. Questo metodo cattura efficacemente le caratteristiche di un flusso comprimibile, senza introdurre viscosità artificiale eccessiva e risulta particolarmente adatto ai problemi di aerodinamica ad alta velocità.

È stato utilizzato un passo temporale fisso di 5×10^{-6} s e ciascun caso è stato simulato per un tempo fisico totale di 0,02 s, corrispondente a 4000 passi temporali. I parametri computazionali utilizzati nelle simulazioni sono riassunti nella Tabella 6.1.

Tabella 6.1: Riepilogo dei parametri computazionali utilizzati nella simulazione.

Parametro	Valore
Modello di flusso	Ideale, inviscido, non reattivo
Discretizzazione spaziale	Second-order upwind
CFL	1
Numero di elementi	66 174
Numero di facce	132 930
Discretizzazione temporale	Second-order implicit
Passo temporale	1×10^{-6} s
Tempo totale di simulazione	0,02 s

Capitolo 7

Analisi parametrica del *deflettore di fiamma*

7.1 Obiettivo dello studio

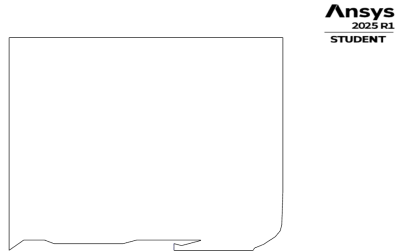
Lo scopo di questa sezione è analizzare l'influenza della geometria del deflettore di fiamma sulla riflessione delle onde di pressione generate dai gas di scarico del motore al decollo. In particolare, si vuole studiare come l'inclinazione finale del deflettore incida sulla riflessione delle onde sonore verso il razzo e sui carichi acustici risultanti.

7.2 Geometrie analizzate e comparate

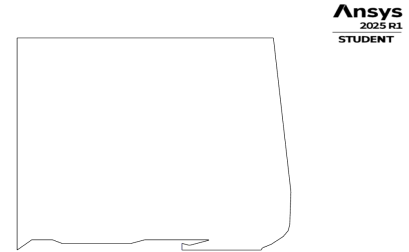
Sono stati simulati cinque casi di test. Tutti presentano una prima porzione inclinata del deflettore. I casi test dal n.1 al n.4 presentano un tratto orizzontale prima del tratto finale (di cui varia l'inclinazione), a differenza del test n.5.

- **Caso test 1, denominato "Zero"**: il deflettore di fiamma presenta un tratto iniziale inclinato, seguito da un segmento orizzontale e un tratto orizzontale (ad angolo zero);
- **Caso test 2, denominato "R+6,5", dove R sta per "Rampa"**: il tratto finale del deflettore (subito dopo quello orizzontale) è inclinato verso l'alto di $6,5^\circ$ dopo il segmento orizzontale;
- **Caso test 3, denominato "R-6,5"**: il tratto finale del deflettore (subito dopo quello orizzontale) è inclinato verso il basso di $-6,5^\circ$ dopo il segmento orizzontale;
- **Caso test 4, denominato "R+10"** : il tratto finale del deflettore (subito dopo quello orizzontale) è inclinato verso l'alto di 10° , con un'inclinazione maggiore rispetto al caso test 2;

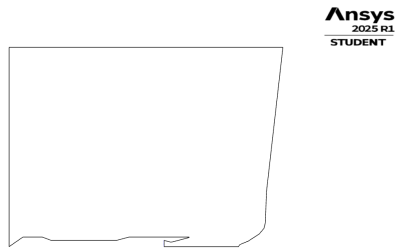
- **Caso test 5, denominato "RC+6,5", dove RC sta per "Rampa corta":** il tratto orizzontale è assente. Immediatamente dopo la prima porzione inclinata, il deflettore prosegue con un segmento inclinato verso l'alto di $6,5^\circ$.



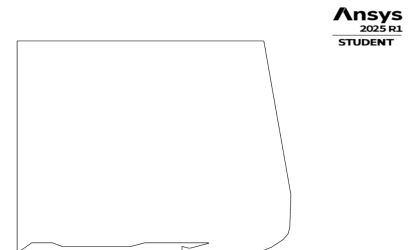
(a) Caso test 1 - "Zero"



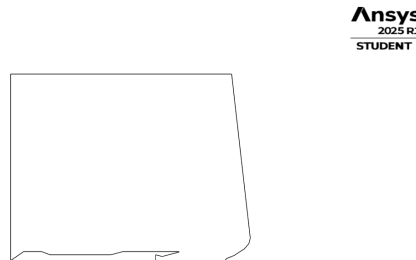
(b) Caso test 2 - "R+6,5°"



(c) Caso test 3 - "R-6,5°"



(d) Caso test 4 - "R+10°"



(e) Caso test 5 - "RC+6,5°"

Figura 7.1: Geometrie del *deflettore di fiamma* considerate.

Capitolo 8

Analisi dei risultati

In questa sezione vengono presentati e analizzati i risultati delle simulazioni. Lo studio inizia con l'esame del modulo del gradiente di densità, utilizzato come strumento di visualizzazione delle onde d'urto, generate dall'accensione dell'ugello e dal successivo impatto del getto di scarico sul deflettore di fiamma. Questa interazione causa delle riflessioni d'urto, rendendo l'analisi del gradiente di densità particolarmente utile per comprendere il comportamento del flusso. E' stata implementata una tecnica Schlieren numerica, basata sul calcolo del modulo del gradiente di densità, per visualizzare le onde d'urto. A tal fine, i dati di densità ottenuti da ANSYS Fluent, definiti al centro delle celle del dominio, sono stati esportati (e, quindi, salvati) ogni tre time step e, successivamente, processati in Matlab. Lo Schlieren numerico è una tecnica di post-processing che migliora la visibilità delle strutture del flusso, in particolare onde d'urto e regioni turbolente, evidenziando le zone a forte gradiente di densità. Questo approccio simula la tecnica Schlieren ottica, tradizionalmente utilizzata nella fluidodinamica sperimentale per visualizzare le variazioni dell'indice di rifrazione causate dai gradienti di densità. Nell'implementazione numerica, il gradiente di densità viene calcolato utilizzando differenze finite su una griglia regolare. Successivamente, al modulo del gradiente viene applicata una trasformazione logaritmica, allo scopo di amplificare le variazioni deboli, pur mantenendo ben visibili le strutture ad alto gradiente, come le onde d'urto. Questa tecnica consente una rappresentazione più chiara delle discontinuità nel campo di moto, inclusi ventagli di espansione e strutture turbolente. Applicando questo metodo, è possibile analizzare accuratamente l'evoluzione delle strutture di flusso, come la formazione e la propagazione di onde d'urto e i disturbi acustici, durante tutta la simulazione.

Script MATLAB per creare le immagini Schlieren

Lo script MATLAB presenta un approccio strutturato per elaborare il campo di densità esportato da Ansys Fluent:

1. Geometria del dominio e importazione dati

- Le coordinate del contorno del dominio computazionale vengono caricate da un file esterno (esportato da Ansys Fluent).
- Il campo di densità viene estratto da un file di testo contenente i risultati della simulazione, nel quale ogni riga rappresenta un punto del dominio.

2. Generazione della griglia e interpolazione dei dati

- È stata generata una griglia regolare di 6000×6000 punti. In questi punti della griglia, però, non si conoscono direttamente i valori della densità, perché i dati disponibili provengono dal calcolo numerico, che ha una discretizzazione diversa. Perciò, per “riempire” la nuova griglia, si ricavano i valori di densità stimandoli dai punti noti più vicini, utilizzando l’interpolazione lineare.
- E’ stata, inoltre, applicata una maschera del dominio fluido, che permette di escludere i punti esterni all’area computazionale, per garantire la coerenza fisica della rappresentazione.

3. Calcolo del gradiente di densità

- Il gradiente della densità viene calcolato tramite differenze finite centrali nelle direzioni x e y .
- Si ottiene un campo scalare, in cui è molto evidente l’intensità delle discontinuità nel flusso.

4. Applicazione della tecnica Schlieren numerica

- Viene applicata una trasformazione logaritmica al modulo del gradiente, amplificando le variazioni deboli e mantenendo le strutture più intense visibili, al fine di migliorare la visualizzazione delle onde d’urto.

5. Plot delle immagini e visualizzazione

- Il campo elaborato viene visualizzato tramite una mappa con scala di grigi invertita, che imita le immagini Schlieren sperimentali.
- Al campo viene sovrapposto il contorno del dominio in blu, per fornire un riferimento spaziale coerente.

- Inoltre, per migliorare la leggibilità della visualizzazione, viene generata un'immagine simmetrica rispetto all'asse orizzontale, ottenuta riflettendo verticalmente il campo.
- La scala cromatica è regolata per ottimizzare il contrasto e migliorare la leggibilità delle strutture acustiche.

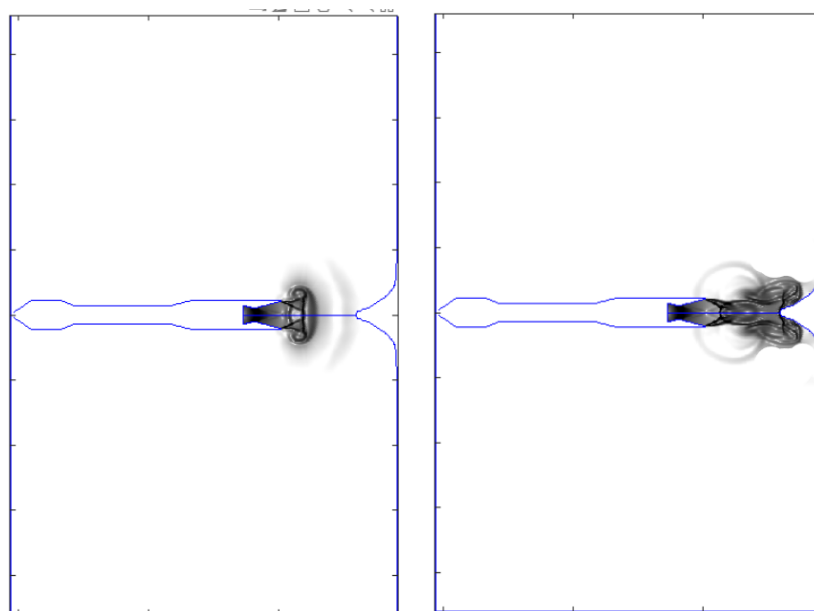
6. Esportazione delle immagini in alta risoluzione

- L'immagine finale viene salvata come file PNG e PDF ad alta risoluzione (1200 dpi).

Questa metodologia di post-processing consente una visualizzazione dettagliata delle strutture d'urto, offrendo una comprensione chiara dell'interazione tra il getto di scarico e il deflettore di fiamma nei diversi istanti temporali della simulazione.

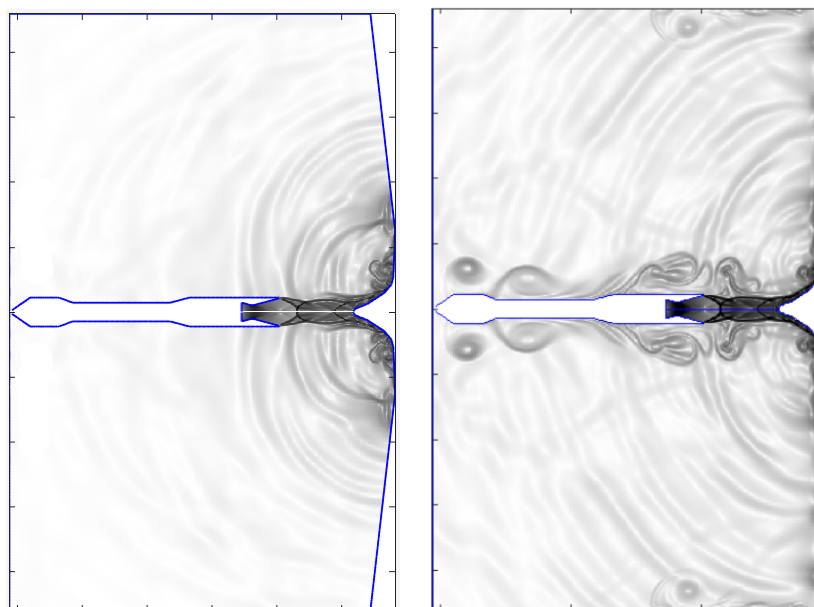
8.1 Evoluzione del flusso

8.1.1 Caso test 1 - Zero



(a) Caso test Zero, $t = 0,00033\text{ s}$

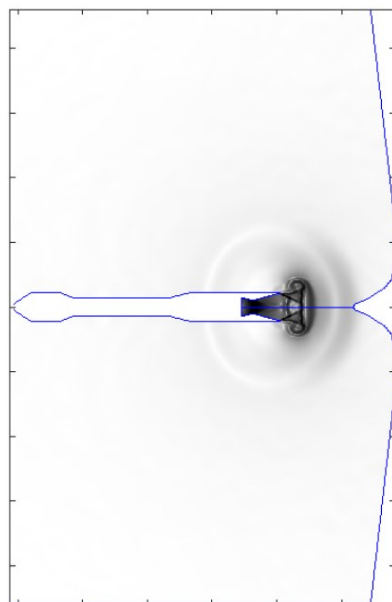
(b) Caso test Zero, $t = 0,00078\text{ s}$



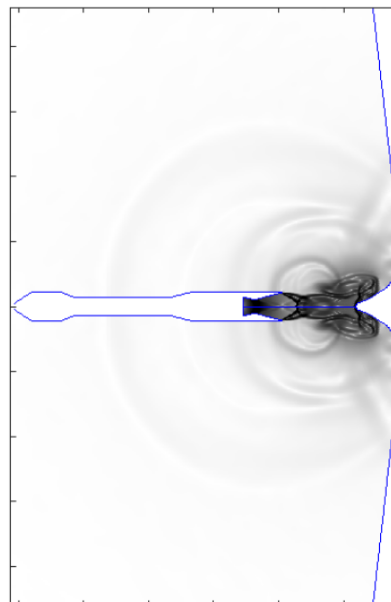
(c) Caso test Zero, $t = 0,0017\text{ s}$

(d) Caso test Zero, $t = 0,020\text{ s}$

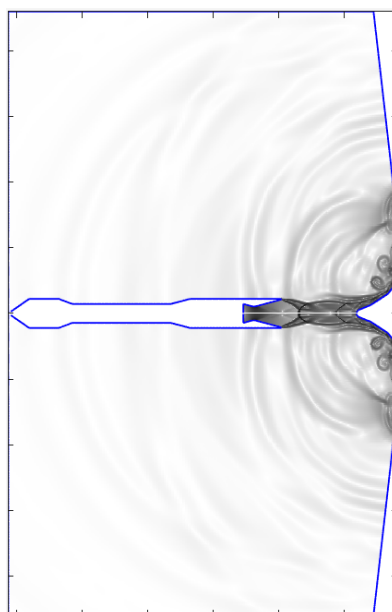
8.1.2 Evoluzione del caso test 2 - $R+6,5^\circ$



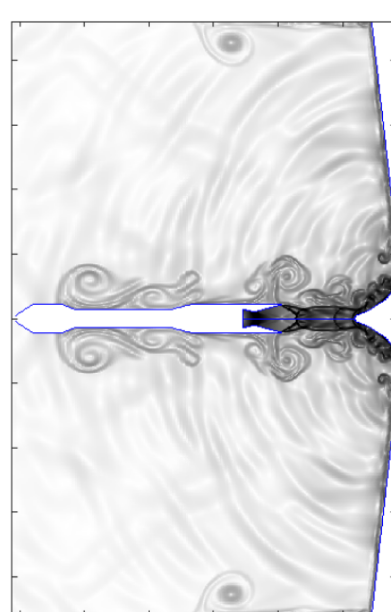
(a) Caso test $R+6,5^\circ$, $t = 0,00033\text{ s}$



(b) Caso test $R+6,5^\circ$, $t = 0,00078\text{ s}$

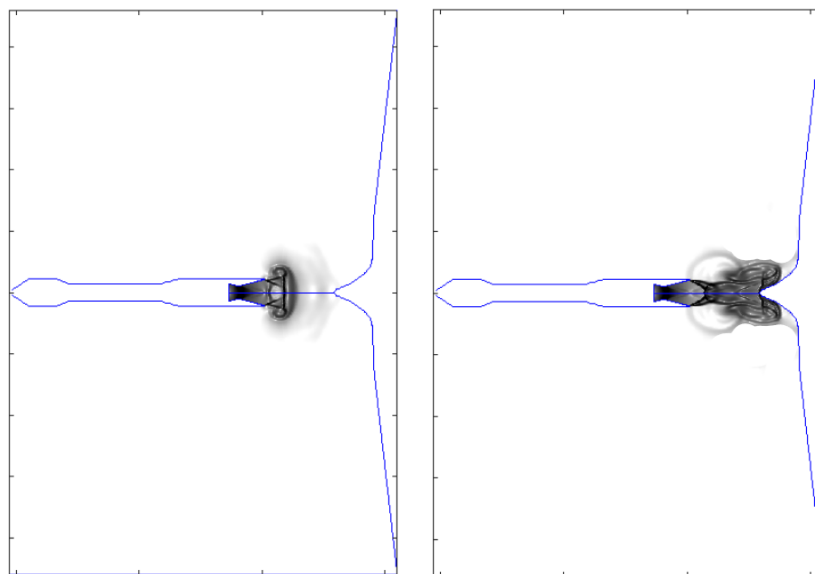


(c) Caso test $R+6,5^\circ$, $t = 0,0017\text{ s}$



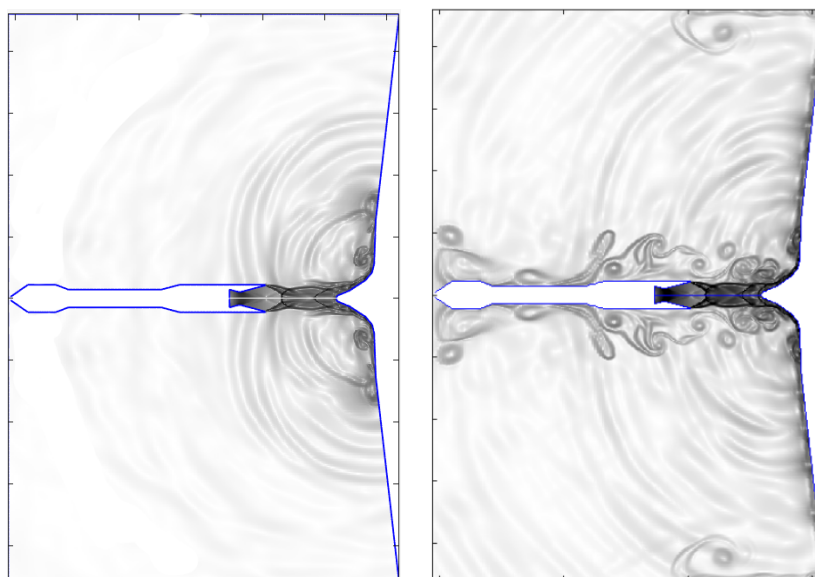
(d) Caso test $R+6,5^\circ$, $t = 0,020\text{ s}$

8.1.3 Evoluzione del caso test 3 (R-6,5°)



(a) Caso test R-6,5°, $t = 0,00033\text{ s}$

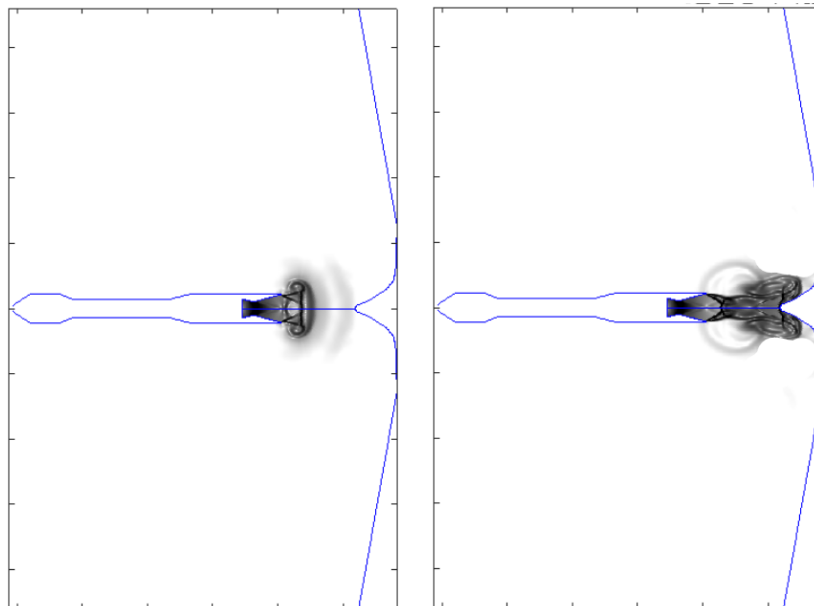
(b) Caso test R-6,5°, $t = 0,00078\text{ s}$



(c) Caso test R-6,5°, $t = 0,0017\text{ s}$

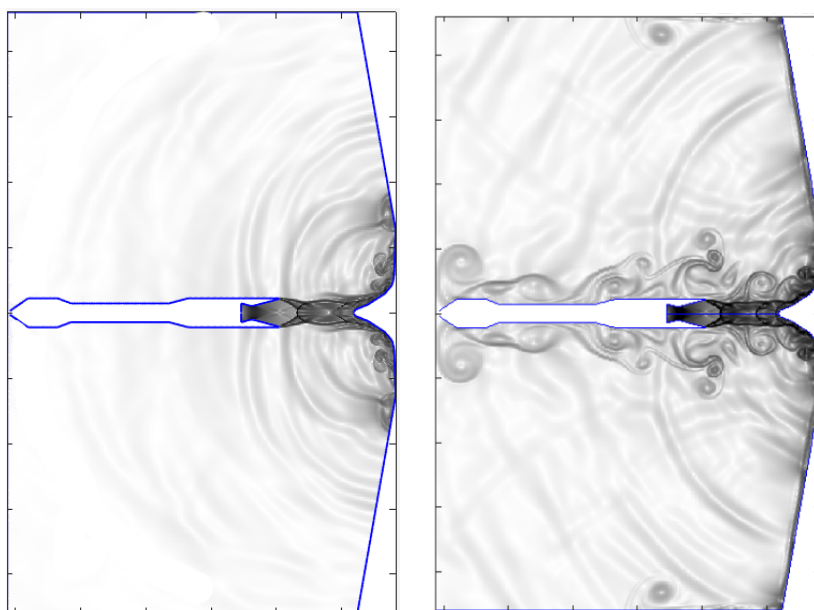
(d) Caso test R-6,5°, $t = 0,020\text{ s}$

8.1.4 Evoluzione del caso test 4 ($R+10^\circ$)



(a) Caso test $R+10^\circ$, $t = 0,00033\text{ s}$

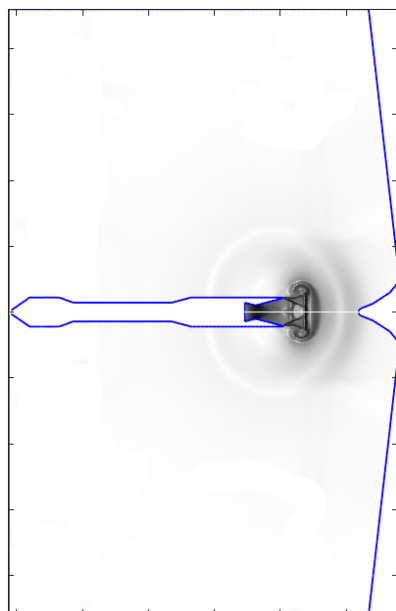
(b) Caso test $R+10^\circ$, $t = 0,00078\text{ s}$



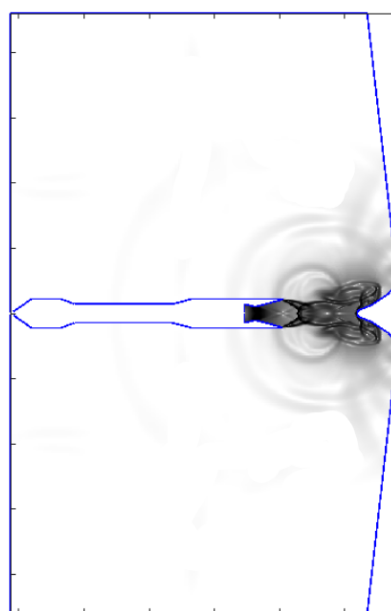
(c) Caso test $R+10^\circ$, $t = 0,0017\text{ s}$

(d) Caso test $R+10^\circ$, $t = 0,020\text{ s}$

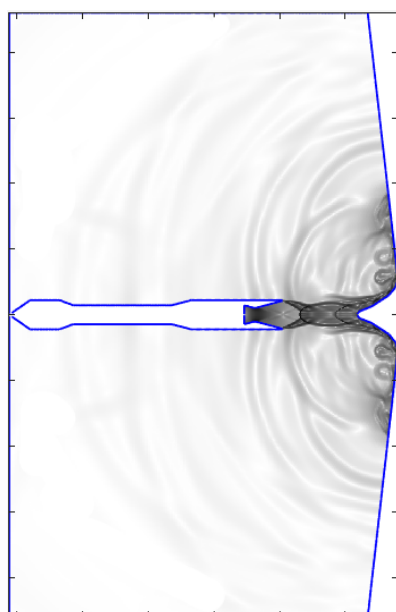
8.1.5 Evoluzione del caso test 5 (RC+6,5°)



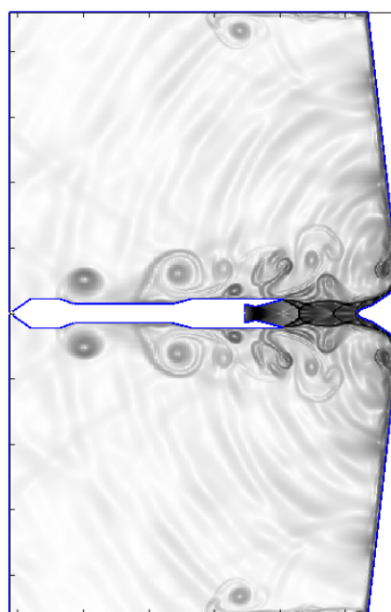
(a) Caso test RC+6,5°, $t = 0,00033\text{ s}$



(b) Caso test RC+6,5°, $t = 0,00078\text{ s}$



(c) Caso test RC+6,5°, $t = 0,0017\text{ s}$



(d) Caso test RC+6,5°, $t = 0,020\text{ s}$

In tutti i cinque casi test, le figure riferite all'istante $t = 3,33 \times 10^{-4}$ s mostrano l'onda d'urto iniziale che si propaga in uscita dall'ugello, segnando l'inizio della fase transitoria. All'istante $t = 7,78 \times 10^{-4}$ s, le prime interazioni tra il getto in espansione e la rampa del deflettore di fiamma diventano visibili.

Al tempo $t = 1,7 \times 10^{-3}$ s è possibile osservare la formazione del disco di Mach attorno al punto di ristagno e l'interazione tra le onde incidenti e riflesse lungo la rampa. In questa fase, a metà circa della simulazione, si evidenziano chiaramente delle strutture di flusso non stazionarie, che generano ulteriori formazioni ondose. La rappresentazione dello Schlieren numerico ci permette di identificare i due principali contributori alla generazione del campo acustico, per questa simulazione transitoria.

- L'interazione tra il getto e il deflettore di fiamma, chiaramente visibile agli istanti $t = 1,7 \times 10^{-3}$ s e $t = 2,0 \times 10^{-2}$ s, induce intense formazioni di onde d'urto e fenomeni di riflessione multipla, con strutture d'onda ben chiare nelle regioni a forte gradiente di densità;
- la natura fortemente non stazionaria del flusso gioca un ruolo cruciale nella generazione di onde acustiche associate alla turbolenza e alle fluttuazioni transitorie del getto;
- il distacco e l'allungamento di strutture vorticosi lungo lo *shear layer* del pennacchio, che normalmente sarebbero assenti in un contesto completamente inviscido, risultano comunque ben riprodotti grazie alla dissipazione numerica intrinseca dei solutori basati sulle equazioni di Eulero, come ANSYS FLUENT. Queste strutture contribuiscono, in modo significativo, all'emissione acustica globale del sistema.

Caratterizzazione del getto

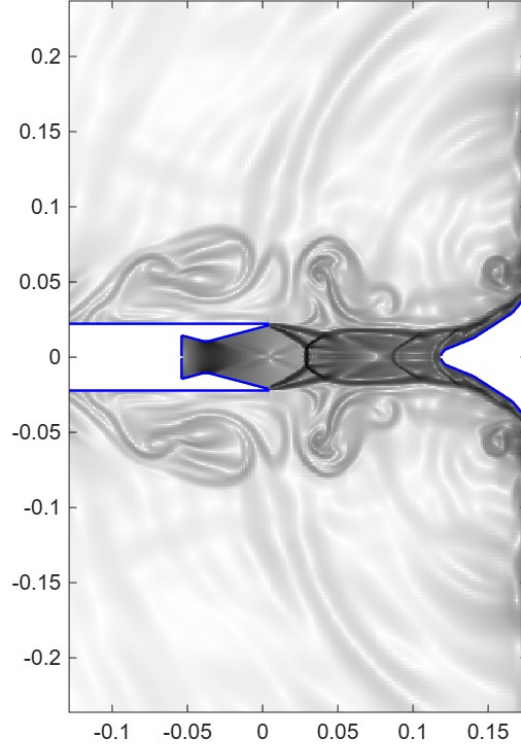


Figura 8.6: Getto del caso test Zero all'istante $t = 0,02$ s

L'immagine numerica ottenuta tramite tecnica Schlieren evidenzia chiaramente la natura del getto supersonico in uscita dall'ugello. Il flusso risulta **sovraespanso**: la pressione statica nella sezione d'uscita è inferiore rispetto a quella ambiente. Ciò comporta la formazione di un sistema di onde d'urto oblique, che convergono verso l'asse, subito a valle del labbro dell'ugello [31, 32]. A valle dell'uscita si sviluppa così una tipica sequenza di **celle d'urto** (*shock cells* o *shock diamonds*): strutture alternate di compressione ed espansione che caratterizzano i getti supersonici [18, 33].

La prima cella, ben definita, si chiude sull'asse con un urto obliquo. Seguono la seconda e la terza cella, progressivamente meno nette, con un progressivo smorzamento delle strutture di flusso lungo l'asse. Questo fenomeno è dovuto sia alla naturale dissipazione fisica dovuta a turbolenza e mixing con l'ambiente, che all'**effetto di dissipazione numerica** intrinseco al metodo di discretizzazione utilizzato nelle simulazioni (schema Roe-FDS upwind), che tende a smussare i gradienti più lontano dall'ugello.

In prossimità del deflettore inclinato, il getto interagisce con la superficie, generando onde riflesse e zone di separazione. Tali interazioni inducono la formazione di strutture vorticose visibili ai bordi del deflettore, coerentemente con quanto riportato in letteratura sull'impingement dei getti supersonici sulle superfici solide [33, 17].

Capitolo 9

Sonde di pressione e analisi spettrale

9.1 Configurazione delle sonde

Per analizzare le principali caratteristiche del campo acustico, sono state posizionate diverse sonde di pressione statica all'interno del dominio computazionale, al fine di registrare delle serie temporali di fluttuazione di pressione. Le esatte posizioni delle sonde sono indicate in figura 9.1, che illustra dove esse sono posizionate all'interno del dominio.

- La sonda 1 rileva le fluttuazioni di pressione sul fairing del payload.
- Le sonde 2 e 3 sono state collocate tra l'ugello e il deflettore di fiamma e catturano il comportamento instazionario del flusso in questa regione critica di interazione.
- Le sonde 4, 5, 6 e 7 sono state posizionate sul deflettore di fiamma e seguono l'evoluzione e la propagazione delle onde d'urto sulla sua superficie.
- La sonda 8 è stata posizionata sul primo stadio e rileva le fluttuazioni di pressione sul razzo.

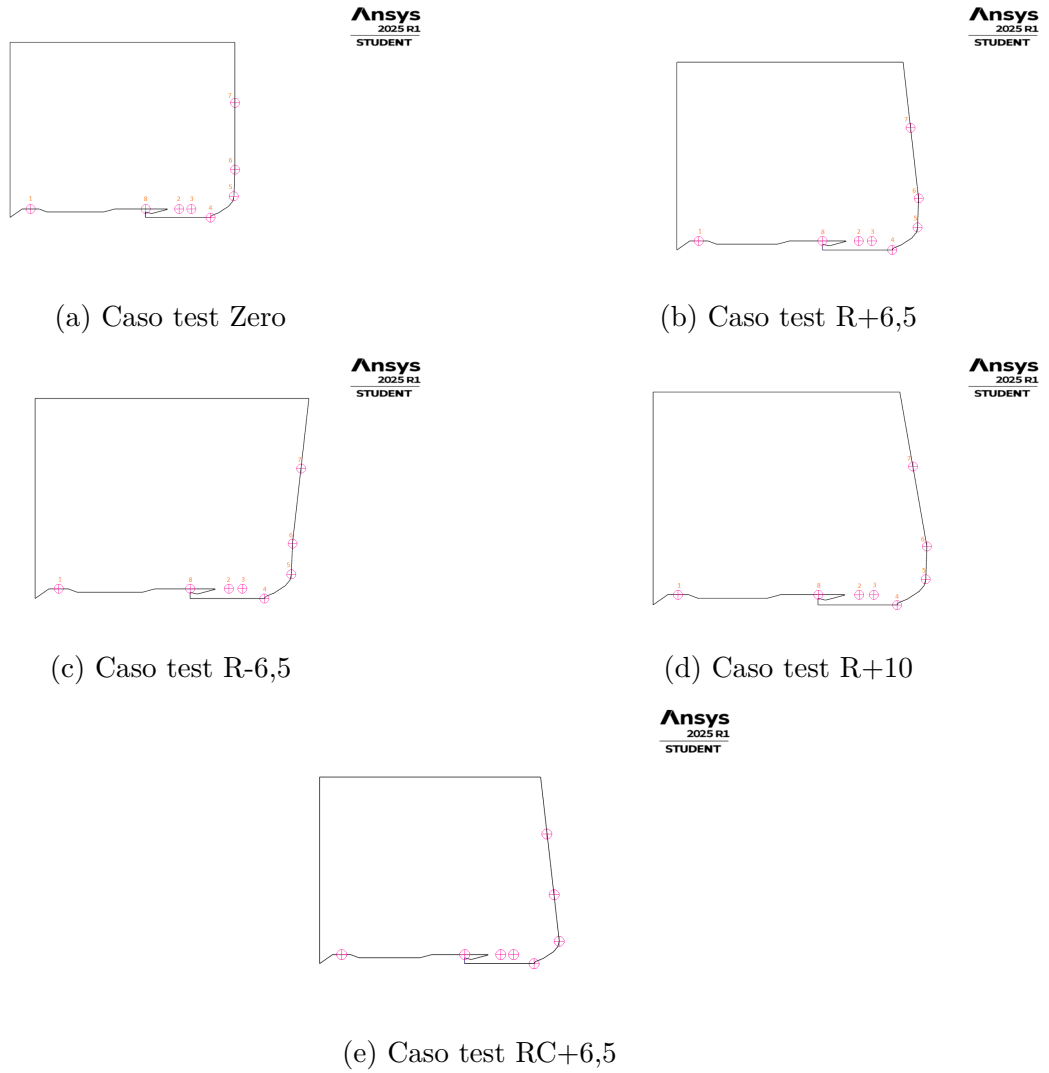


Figura 9.1: Distribuzione delle sonde di pressione nei cinque casi test.

9.2 Analisi Spettrale dei Segnali di Pressione

L'analisi dei segnali di pressione registrati è stata effettuata utilizzando le tecniche descritte nel capitolo 3 e riassunte nella tabella 3.1. In particolare, sono stati impiegate la Trasformata di Fourier, per identificare le componenti frequenziali dominanti, la stima della densità spettrale di potenza (PSD) con metodo di Welch, per ottenere risultati statisticamente più stabili, e la Trasformata Wavelet Continua (CWT) con wavelet di Morlet, per evidenziare gli eventi acustici transitori.

Per calcolare la PSD è stato usato sia il periodogramma, che il Metodo di Welch. La maggiore risoluzione spettrale del primo bilancia la maggiore robustezza statistica del secondo.

Il Sound Pressure Level (SPL) è stato calcolato con la seguente equazione:

$$SPL(f) = 10 \log_{10} \left(\frac{P_{xx}(f)}{P_{\text{ref}}^2} \right) \quad (9.1)$$

dove $P_{xx}(f)$ rappresenta la densità spettrale di potenza del segnale di pressione, mentre $P_{\text{ref}} = 20 \mu\text{Pa}$ è la pressione di riferimento in aria.

L'impiego congiunto di Fourier e Wavelet ha permesso di combinare una visione globale (data da PSD e SPL) con la localizzazione temporale delle componenti, comportando così una migliore comprensione del campo acustico generato dal getto.

9.3 Analisi Parametrica del deflettore di fiamma

9.3.1 Obiettivi dello studio

L'obiettivo principale dell'analisi è quello di mettere in evidenza come le diverse geometrie del *deflettore di fiamma* influenzino la riflessione delle onde di pressione e l'interazione delle onde con la struttura del razzo. Sono stati analizzati i segnali di pressione captati dalle sonde posizionate nei punti strategici del dominio, con l'obiettivo di individuare le zone con massima esposizione al rumore aeroacustico.

9.3.2 Parametri analizzati coi valori di pressione registrati dalle sonde

Per ciascuna sonda sono stati analizzati i seguenti parametri:

- il valore massimo assoluto di pressione fluttuante;
- lo scalogramma Wavelet (frequenza, tempo, intensità);
- il massimo valore di Sound Pressure Level (SPL);
- l'overall SPL.

9.4 Risultati – Sonda 1 (sul fairing del payload)

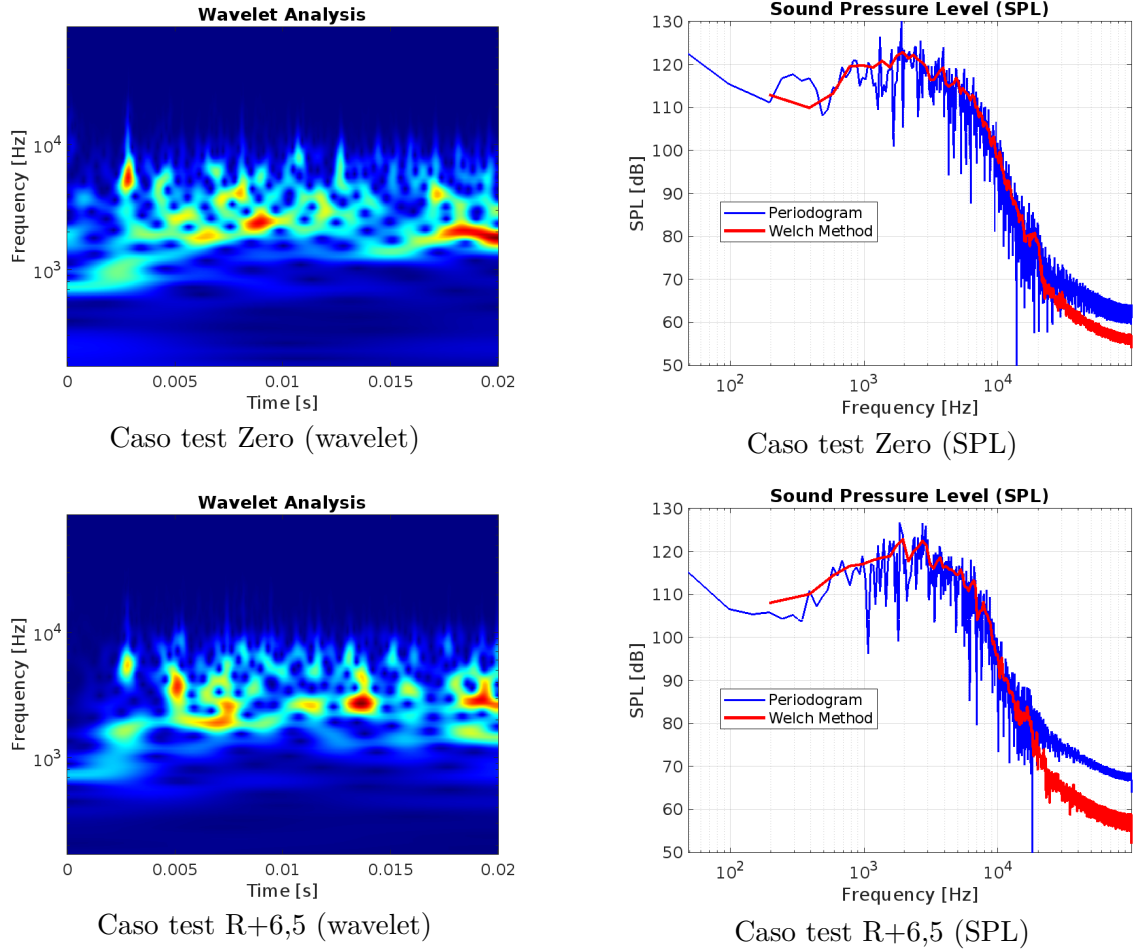
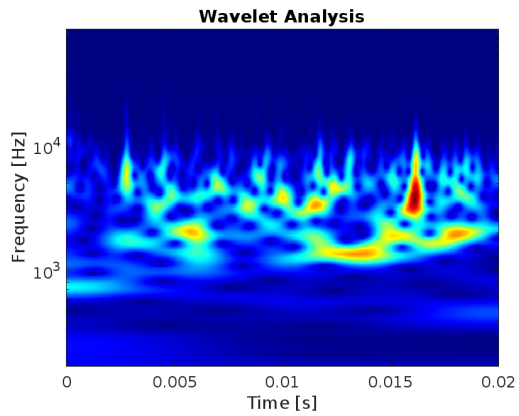
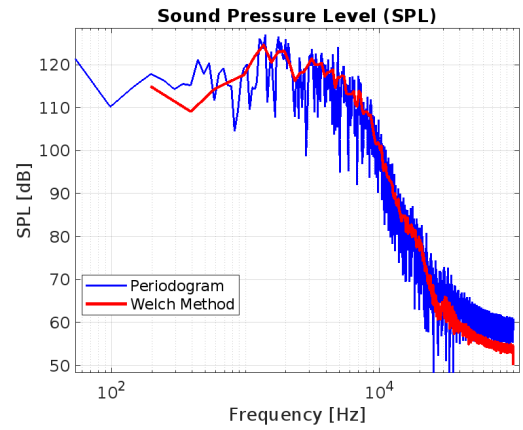


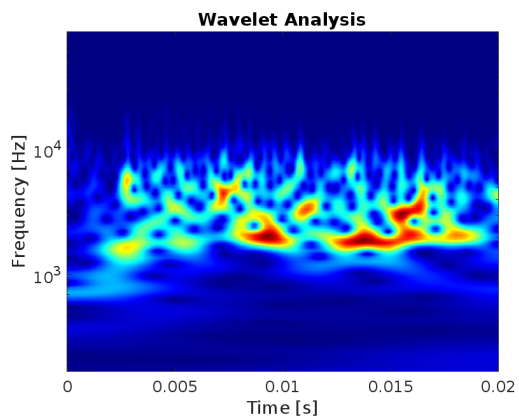
Figura 9.2: Sonda 1 - Casi test Zero e R+6,5



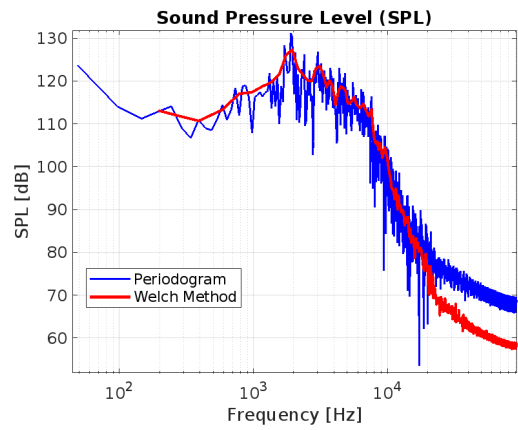
Caso test R-6,5 (wavelet)



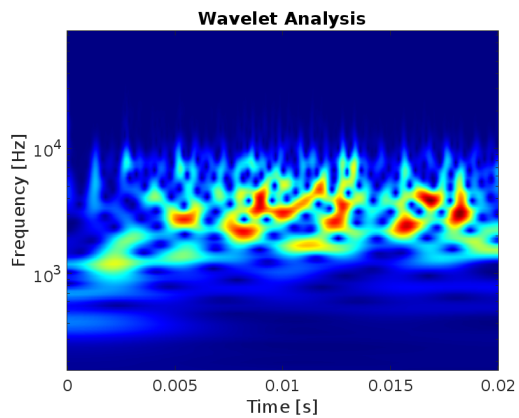
Caso test R-6,5 (SPL)



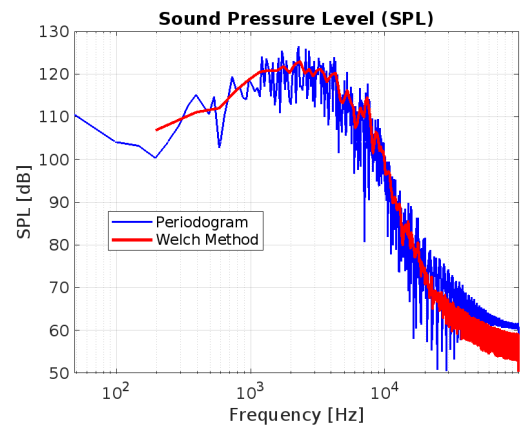
Caso test R+10 (wavelet)



Caso test R+10 (SPL)



Caso test RC+6,5 (wavelet)



Caso test RC+6,5 (SPL)

Figura 9.3: Sonda 1 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5

9.5 Risultati – Sonda 2 (sul getto)

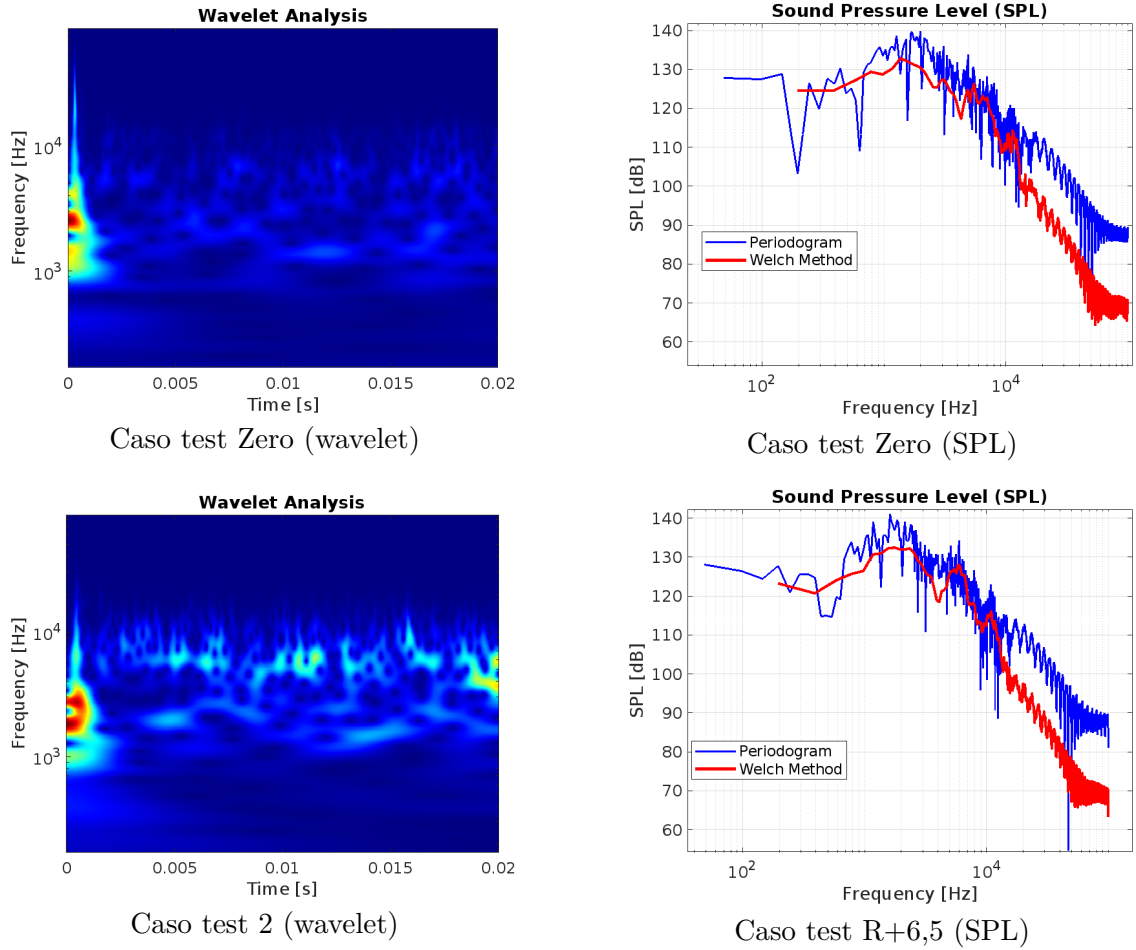
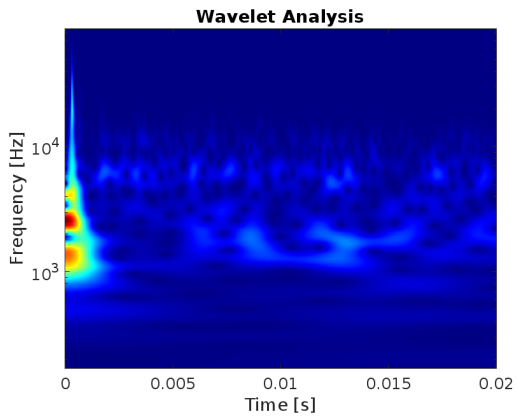
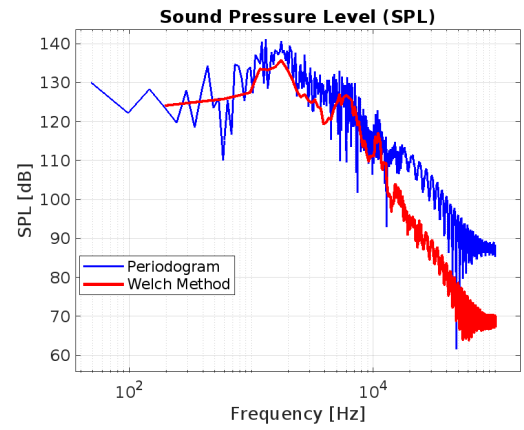


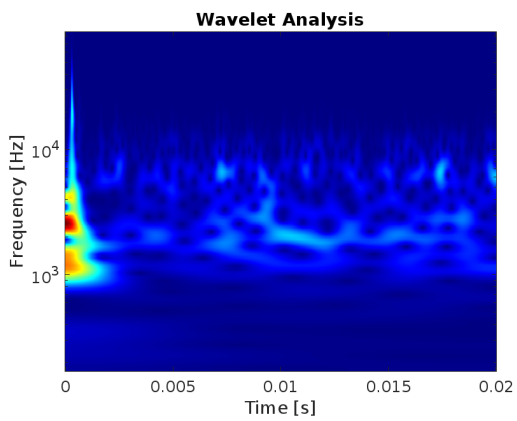
Figura 9.4: Sonda 2 - Casi test Zero e R+6,5



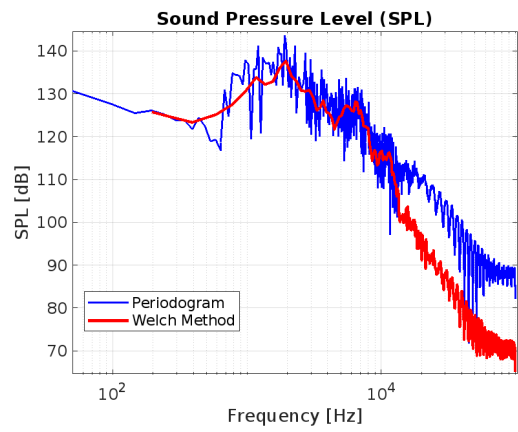
Caso test R-6,5 (wavelet)



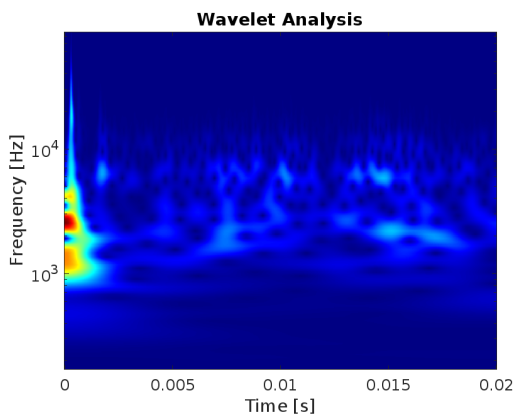
Caso test R-6,5 (SPL)



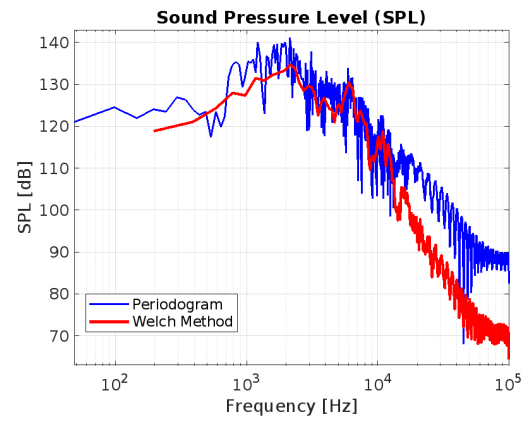
Caso test R+10 (wavelet)



Caso test R+10 (SPL)



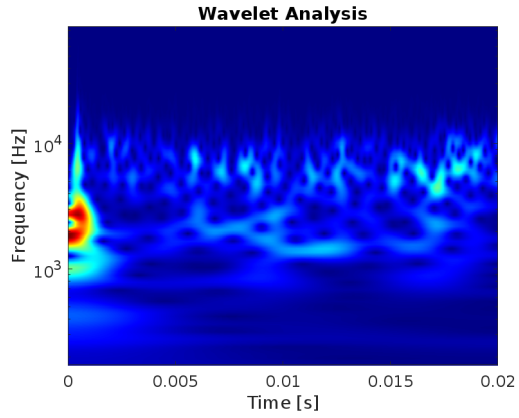
Caso test RC+6,5 (wavelet)



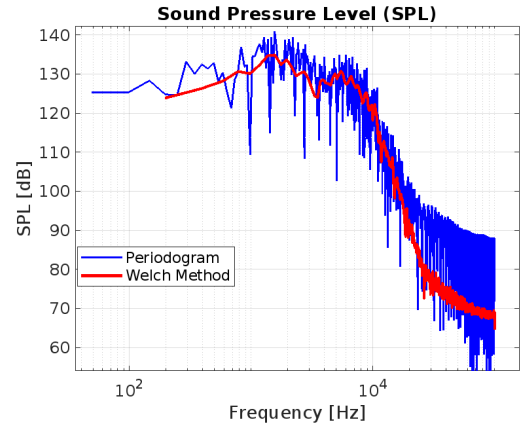
Caso test RC+6,5 (SPL)

Figura 9.5: Sonda 2 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5

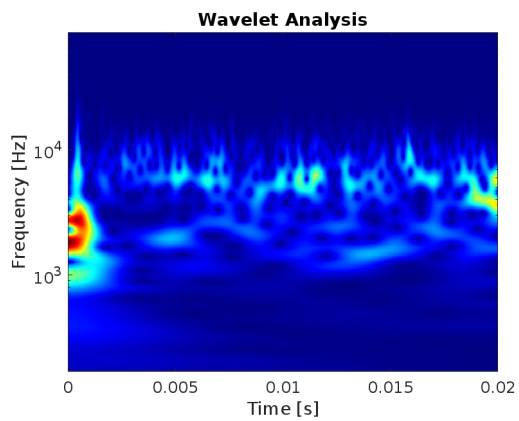
9.6 Risultati – Sonda 3 (sul getto)



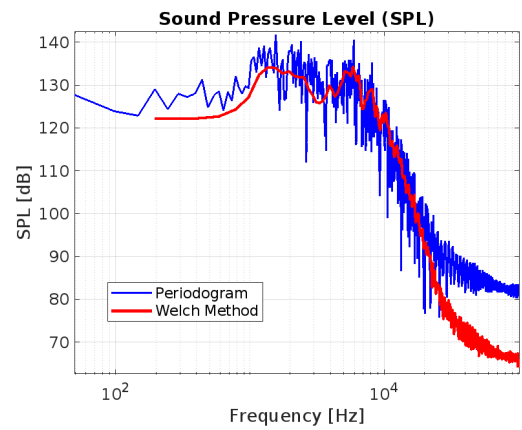
Caso test Zero – Sonda 3 (sul getto)
(wavelet)



Caso test Zero – Sonda 3 (sul getto)
(SPL)

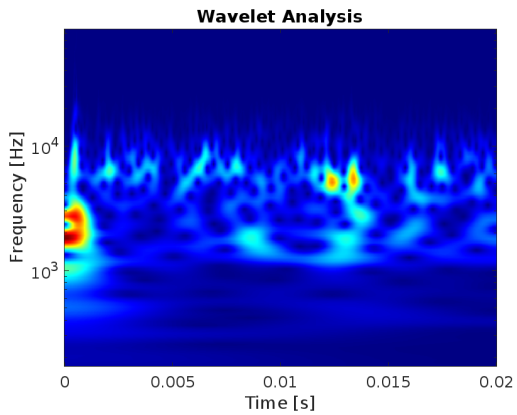


Caso test R+6,5 – Sonda 3 (sul getto)
(wavelet)

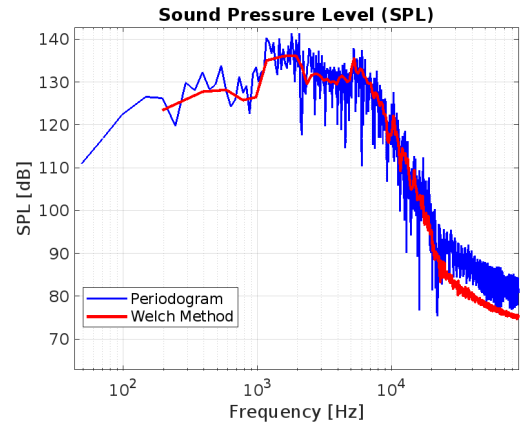


Caso test R+6,5 – Sonda 3 (sul getto)
(SPL)

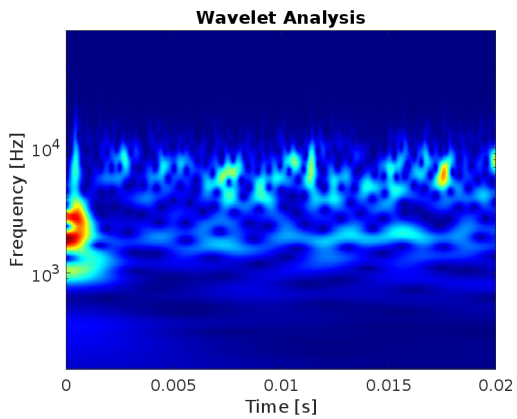
Figura 9.6: Sonda 3 - Casi test Zero e R+6,5



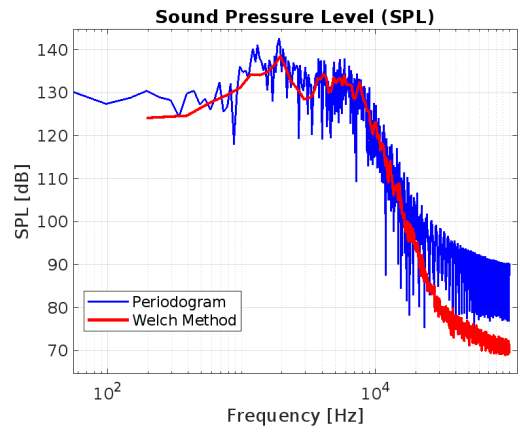
Caso test 3 – Sonda 3 (sul getto)
(wavelet)



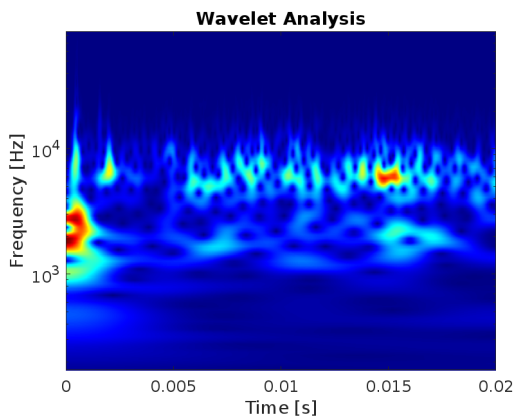
Caso test R-6,5 – Sonda 3 (sul getto)
(SPL)



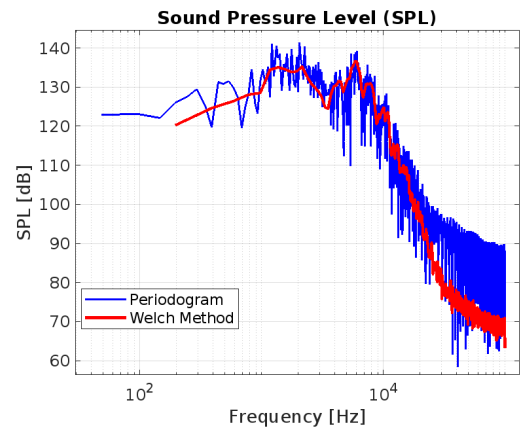
Caso test R+10 – Sonda 3 (sul getto)
(wavelet)



Caso test R+10 – Sonda 3 (sul getto)
(SPL)



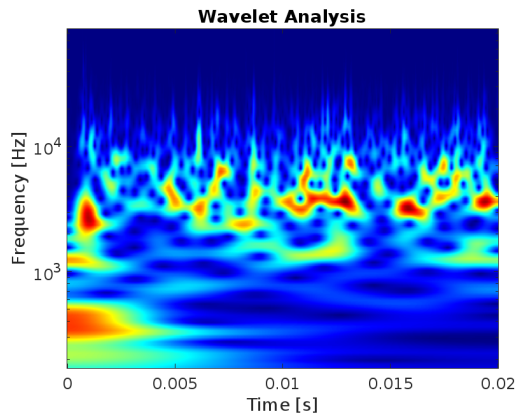
Caso test RC+6,5 – Sonda 3 (sul getto)
(wavelet)



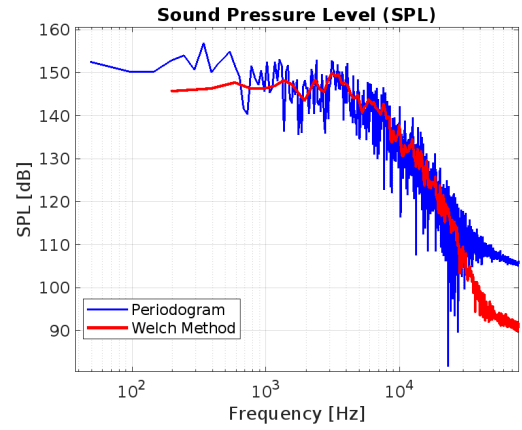
Caso test RC+6,5 – Sonda 3 (sul getto)
(SPL)

Figura 9.7: Sonda 3 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5

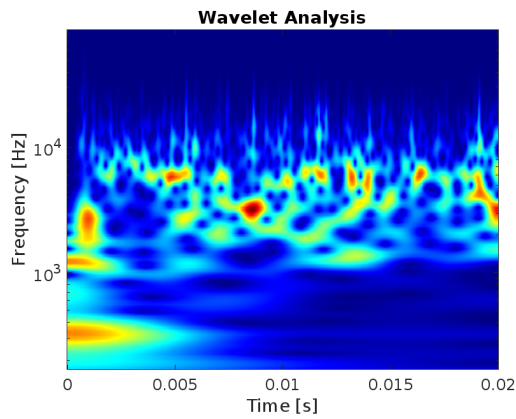
9.7 Risultati – Sonda 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma)



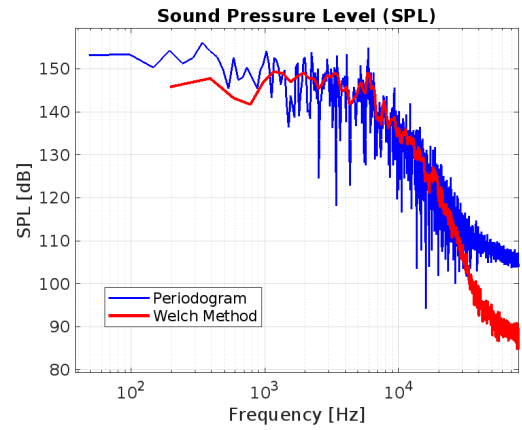
Caso test Zero – Sonda 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma)
(wavelet)



Caso test Zero – Sonda 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma)
(SPL)

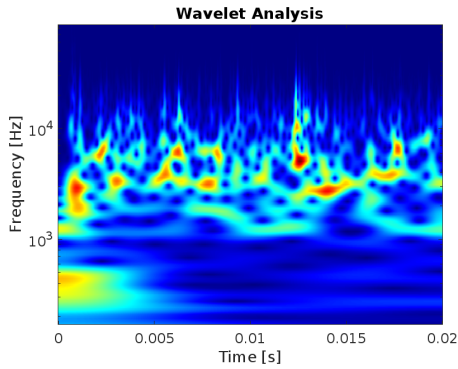


Caso test R+6,5 – Sonda 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma)
(Wavelet)

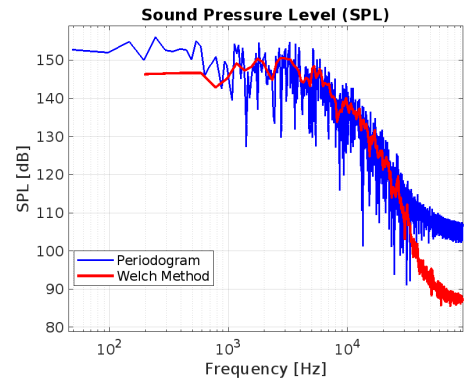


Caso test R+6,5 – Sonda 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma)
(SPL)

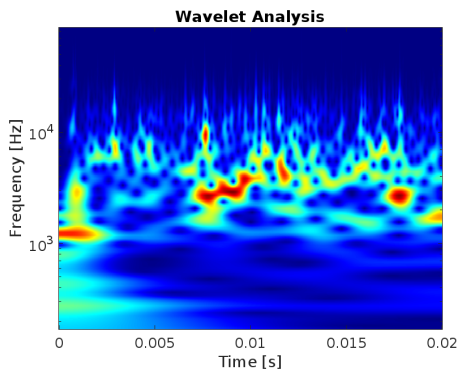
Figura 9.8: Sonda 4 - Casi test Zero e R+6,5



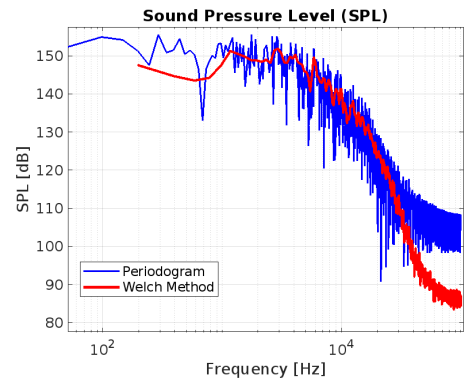
Caso test R-6,5 – Sonda 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma) (wavelet)



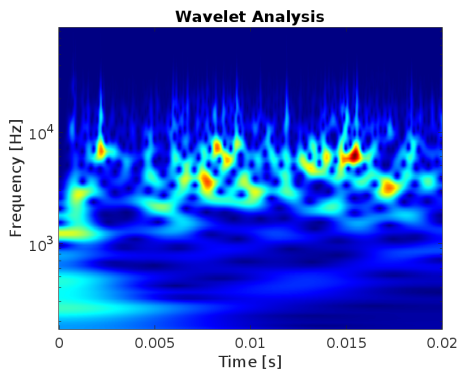
Caso test R-6,5 – Sonda 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma) (SPL)



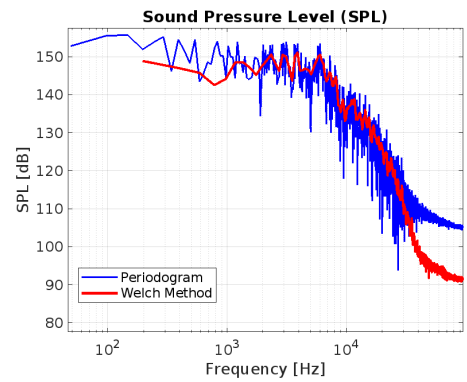
Caso test R+10 – Sonda 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma) (wavelet)



Caso test R+10 – Sonda 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma) (SPL)



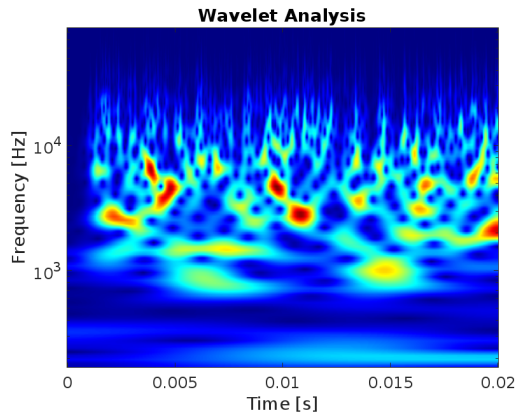
Caso test RC+6,5 – Sonda 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma) (wavelet)



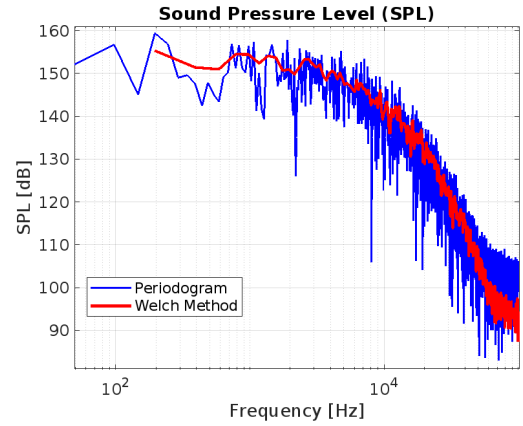
Caso test RC+6,5 – Sonda 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma) (SPL)

Figura 9.9: Sonda 4 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5

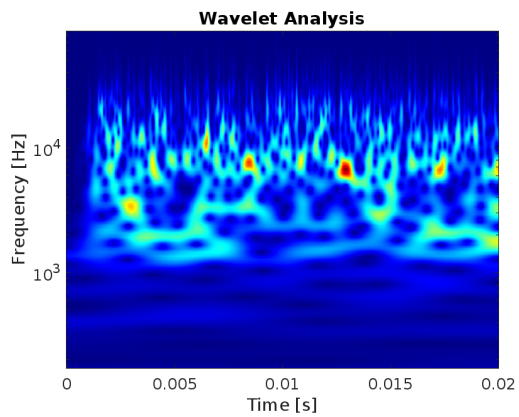
9.8 Risultati – Sonda 5 (sul deflettore di fiamma)



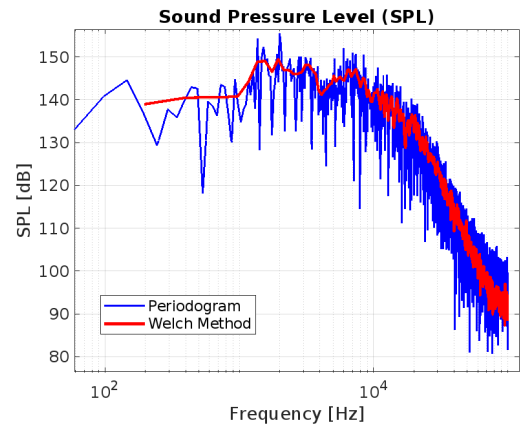
Caso test Zero – Sonda 5 (sul deflettore di fiamma) (Wavelet)



Caso test Zero – Sonda 5 (sul deflettore di fiamma) (SPL)

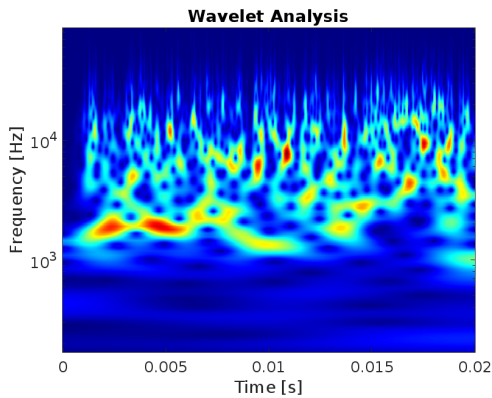


Caso test R+6,5 – Sonda 5 (sul deflettore di fiamma) (wavelet)

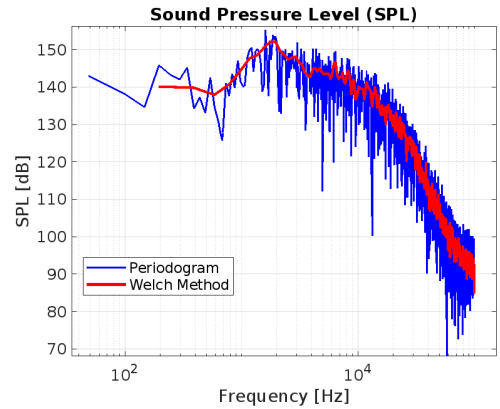


Caso test RC+6,5 – Sonda 5 (sul deflettore di fiamma) (SPL)

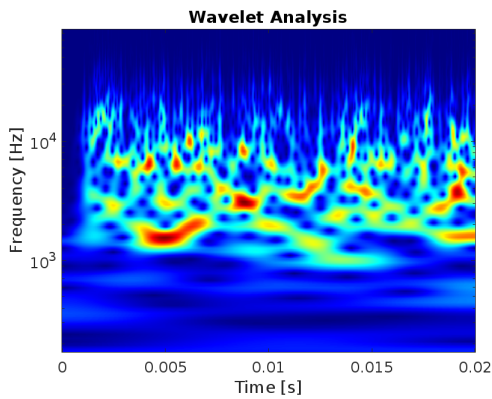
Figura 9.10: Sonda 5 - Casi test Zero e R+6,5



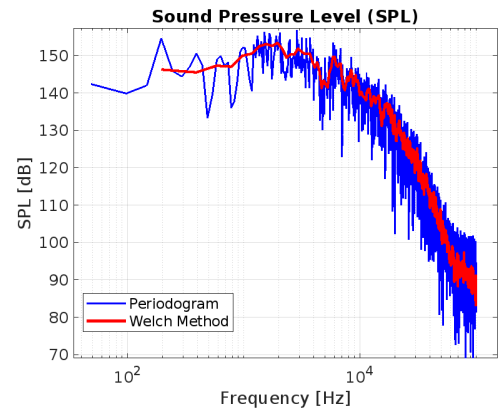
Caso test R-6,5 – Sonda 5 (sul deflettore di fiamma) (Wavelet)



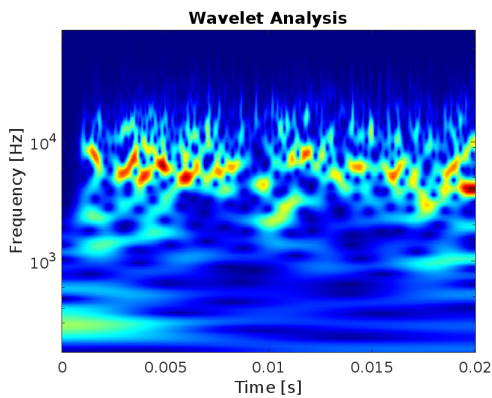
Caso test R-6,5 – Sonda 5 (sul deflettore di fiamma) (SPL)



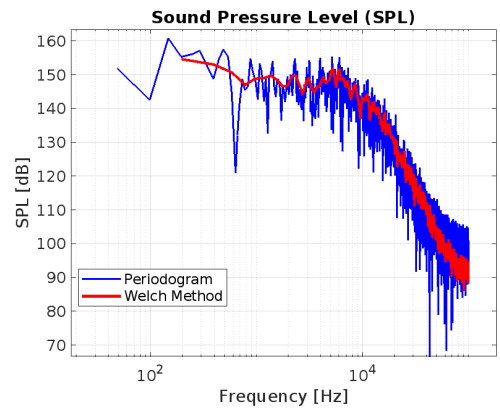
Caso test 4 – Sonda 5 (sul deflettore di fiamma) (Wavelet)



Caso test R+10 – Sonda 5 (sul deflettore di fiamma) (SPL)



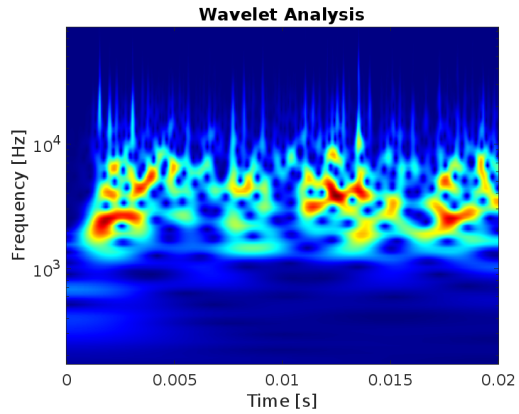
Caso test RC+6,5 – Sonda 5 (sul deflettore di fiamma) (wavelet)



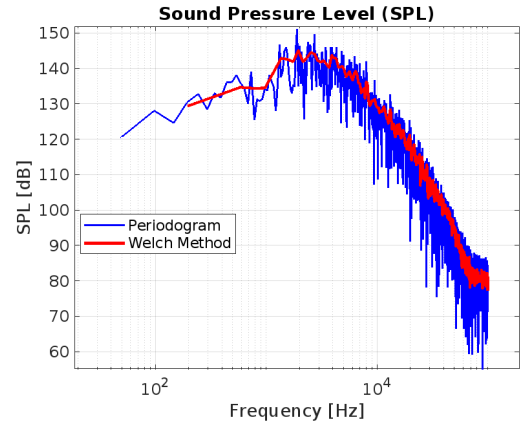
Caso test RC+6,5 – Sonda 5 (sul deflettore di fiamma) (SPL)

Figura 9.11: Sonda 5 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5

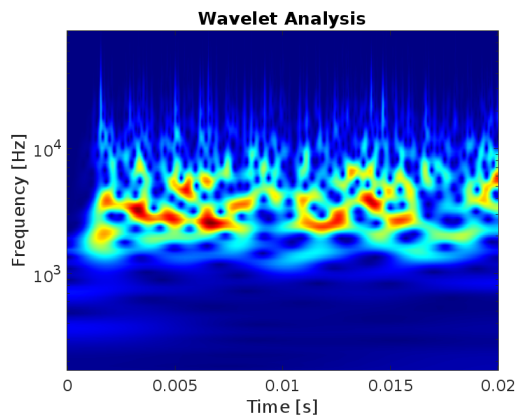
9.9 Risultati – Sonda 6 (sul deflettore di fiamma)



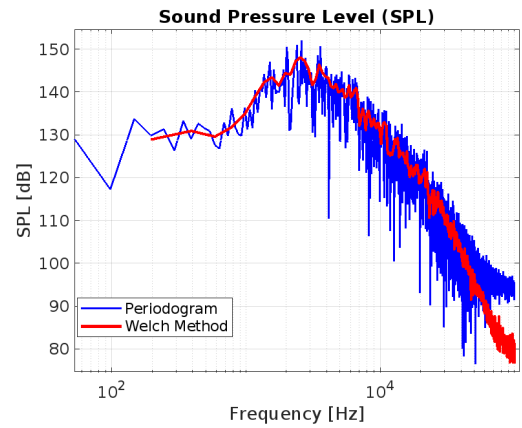
Caso test Zero – Sonda 6 (sul deflettore di fiamma) (Wavelet)



Caso test Zero – Sonda 6 (sul deflettore di fiamma) (SPL)

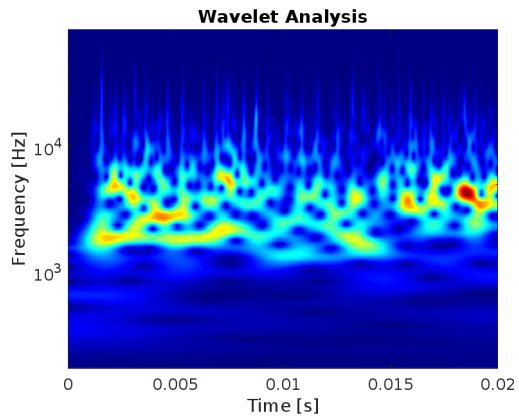


Caso test R+6,5 – Sonda 6 (sul deflettore di fiamma) (Wavelet)

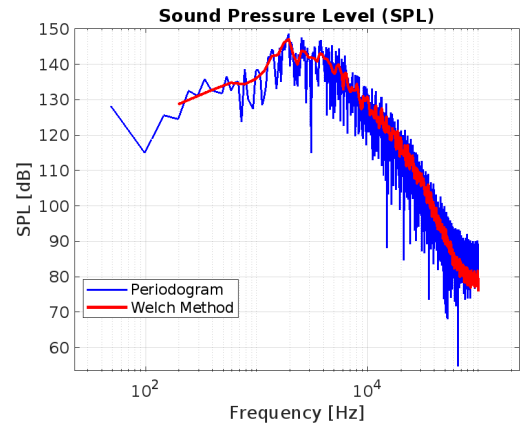


Caso test R+6,5 – Sonda 6 (sul deflettore di fiamma) (SPL)

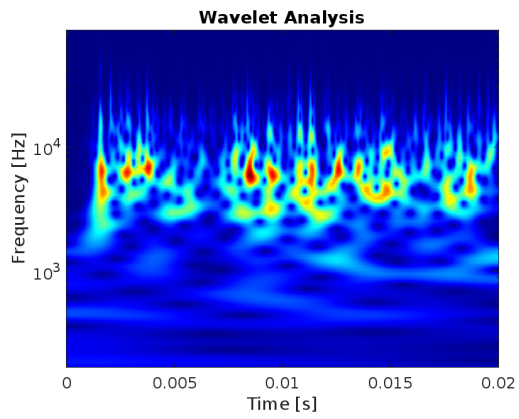
Figura 9.12: Sonda 6 - Casi test Zero e R+6,5



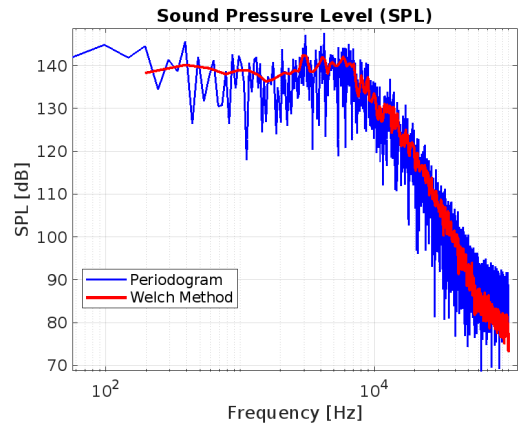
Caso test R-6,5 – Sonda 6 (sul deflettore di fiamma) (wavelet)



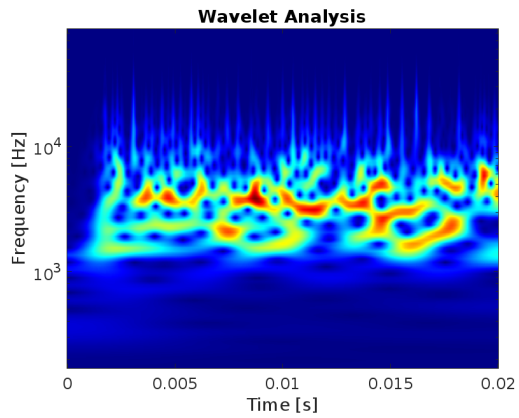
Caso test R-6,5 – Sonda 6 (sul deflettore di fiamma) (SPL)



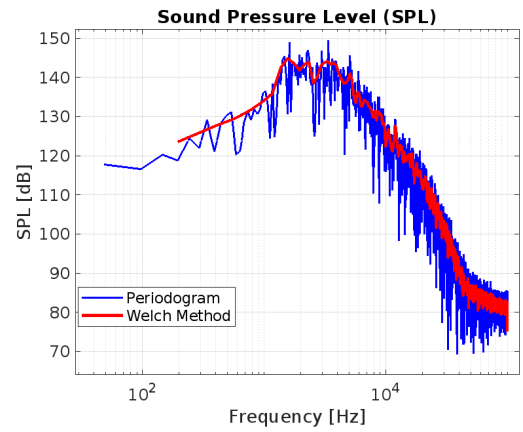
Caso test R+10 – Sonda 6 (sul deflettore di fiamma) (Wavelet)



Caso test R+10 – Sonda 6 (sul deflettore di fiamma) (SPL)



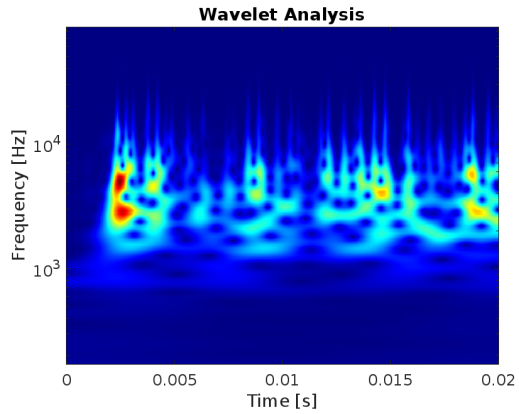
Caso test RC+6,5 – Sonda 6 (sul deflettore di fiamma) (Wavelet)



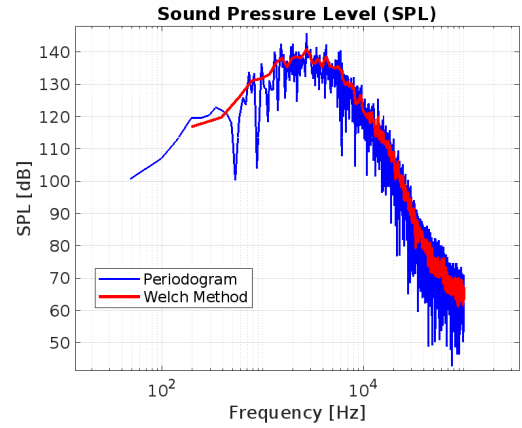
Caso test RC+6,5 – Sonda 6 (sul deflettore di fiamma) (SPL)

Figura 9.13: Sonda 6 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5

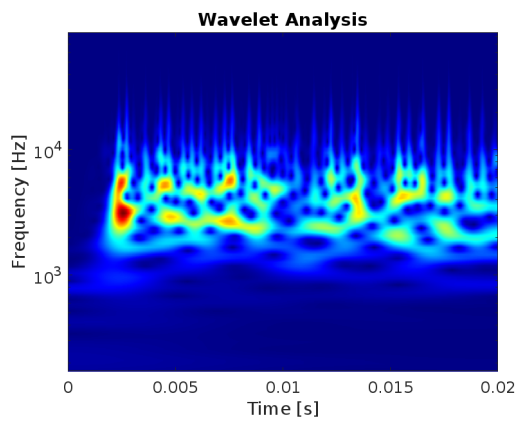
9.10 Risultati – Sonda 7 (sul deflettore di fiamma)



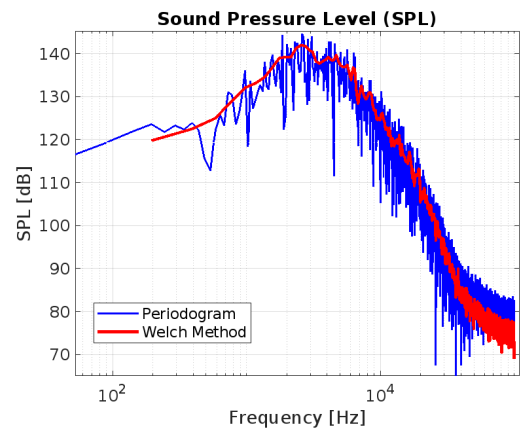
Caso test Zero – Sonda 7 (sul deflettore di fiamma) (Wavelet)



Caso test Zero – Sonda 7 (sul deflettore di fiamma) (SPL)

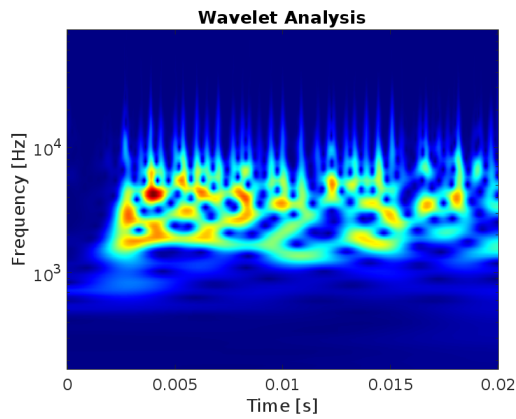


Caso test R+6,5 – Sonda 7 (sul deflettore di fiamma) (Wavelet)

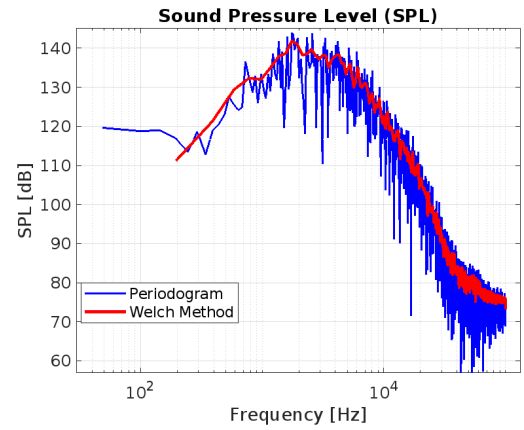


Caso test R+6,5 – Sonda 7 (sul deflettore di fiamma) (SPL)

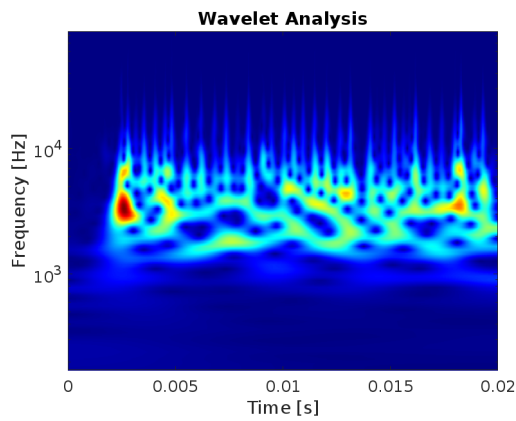
Figura 9.14: Sonda 7 - Casi test Zero e R+6,5



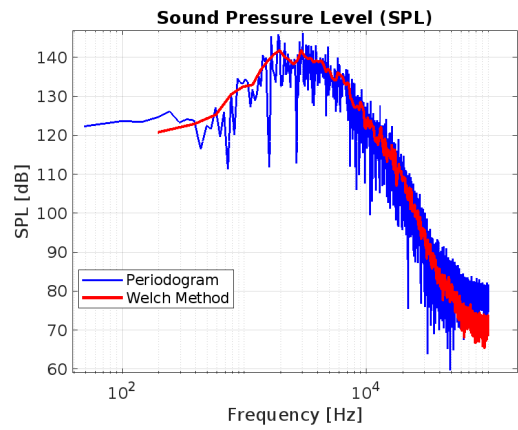
Caso test 3 – Sonda 7 (sul deflettore di fiamma) (Wavelet)



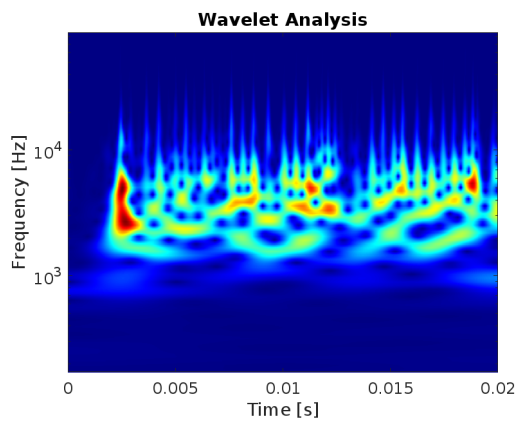
Caso test R-6,5 – Sonda 7 (sul deflettore di fiamma) (SPL)



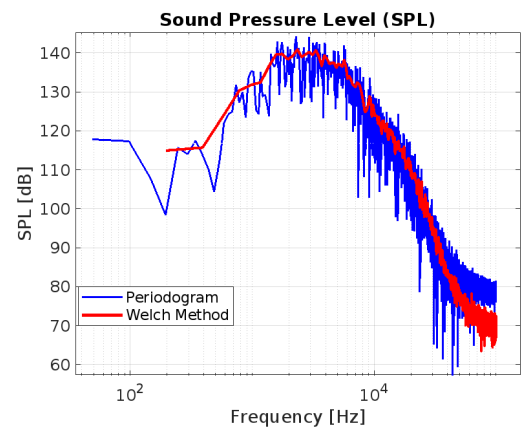
Caso test 4 – Sonda 7 (sul deflettore di fiamma) (Wavelet)



Caso test R+10 – Sonda 7 (sul deflettore di fiamma) (SPL)



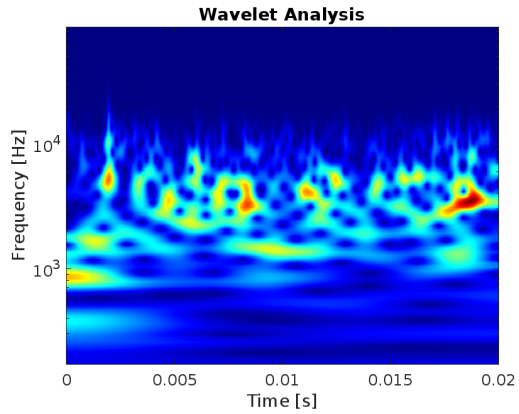
Caso test RC+6,5 – Sonda 7 (sul deflettore di fiamma) (Wavelet)



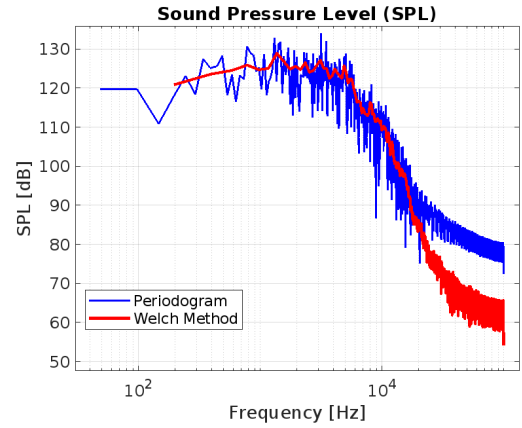
Caso test 5 – Sonda 7 (sul deflettore di fiamma) (SPL)

Figura 9.15: Sonda 7 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5

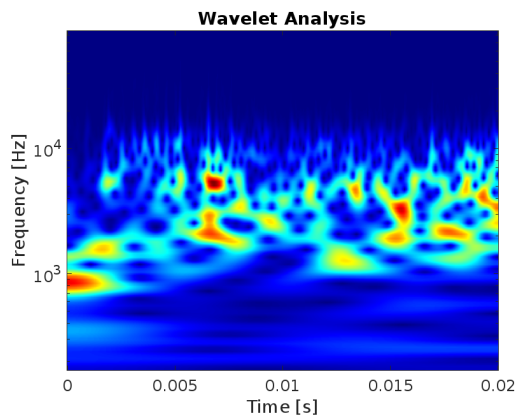
9.11 Risultati – Sonda 8 (sul primo stadio)



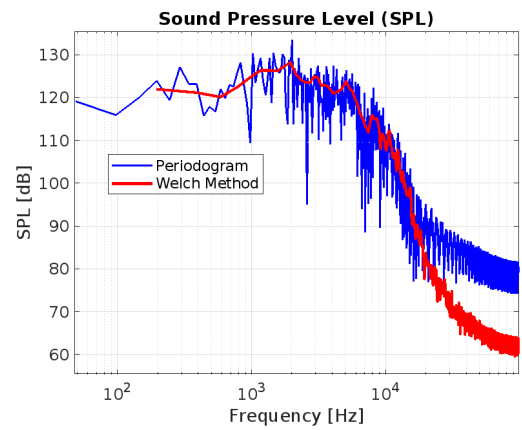
Caso test Zero – Sonda 8 (sul primo stadio) (wavelet)



Caso test Zero – Sonda 8 (sul primo stadio) (SPL)

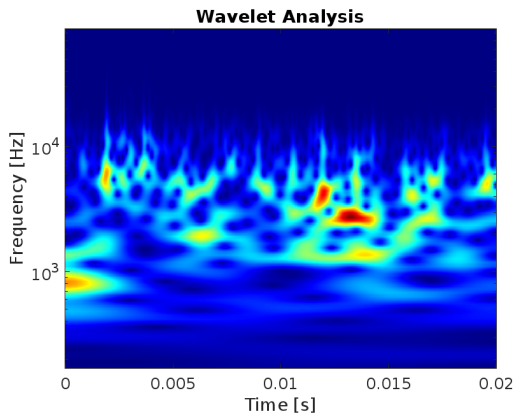


Caso test R+6,5 – Sonda 8 (sul primo stadio) (wavelet)

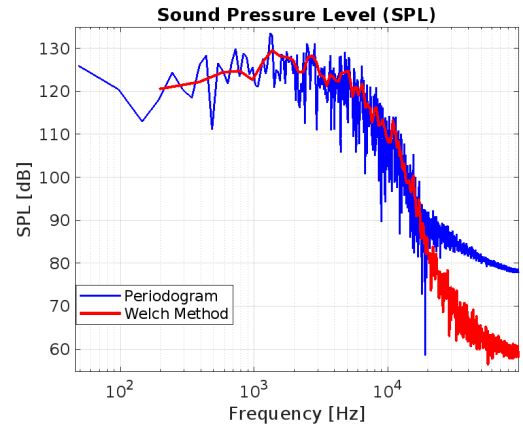


Caso test R+6,5 – Sonda 8 (sul primo stadio) (SPL)

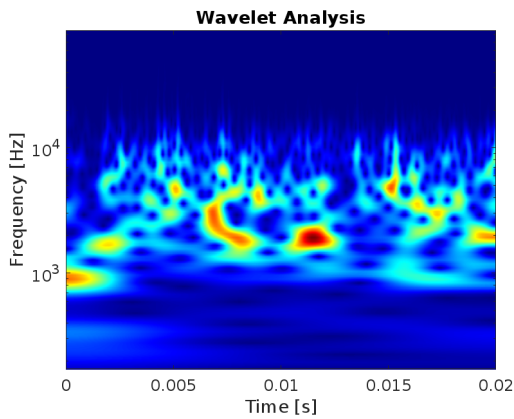
Figura 9.16: Sonda 8 - Casi test Zero e R+6,5



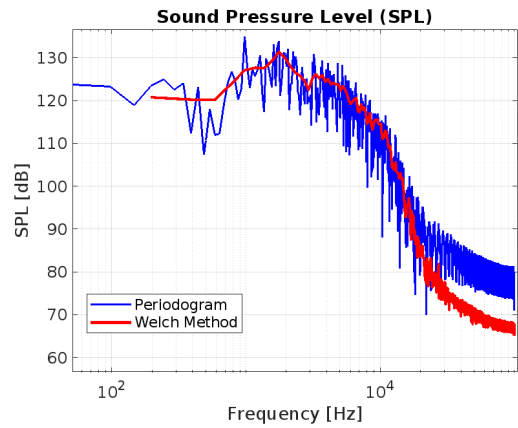
Caso test R-6,5 – Sonda 8 (sul primo stadio) (wavelet)



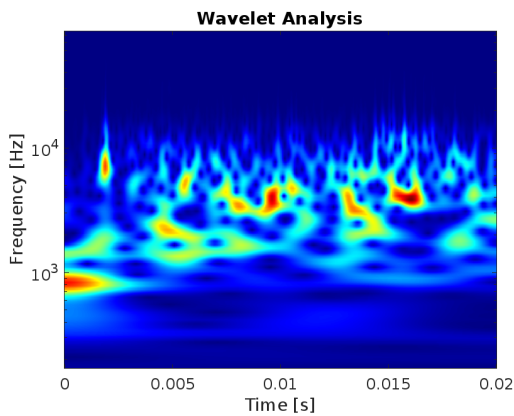
Caso test R-6,5 – Sonda 8 (sul primo stadio) (SPL)



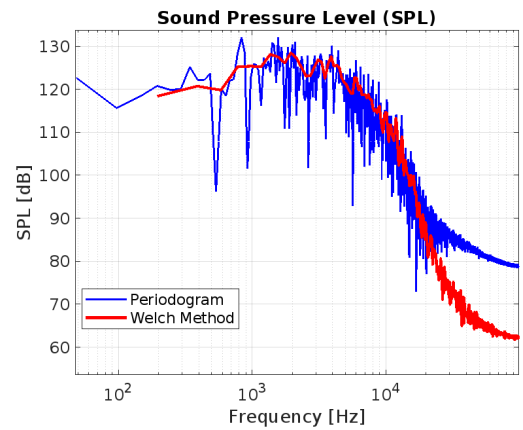
Caso test R+10 – Sonda 8 (sul primo stadio) (wavelet)



Caso test R+10 – Sonda 8 (sul primo stadio) (SPL)



Caso test RC+6,5 – Sonda 8 (sul primo stadio) (wavelet)



Caso test RC+6,5 – Sonda 8 (sul primo stadio) (SPL)

Figura 9.17: Sonda 8 - Casi test R-6,5, R+10, RC+6,5

9.11.1 Confronto tra le trasformate di Fourier e l'Analisi Wavelet

L'obiettivo di questa sezione è verificare la coerenza tra le frequenze dominanti individuate tramite l'analisi spettrale (PSD, determinata con il Metodo di Welch) e i contenuti tempo-frequenza ottenuti mediante la Wavelet Continua (CWT). In tal modo, è possibile validare i risultati spettrali ed evidenziare gli aspetti non stazionari, che risultano osservabili esclusivamente attraverso l'Analisi Wavelet.

Coerenza in frequenza Le bande di frequenza a maggiore contenuto energetico, stimate con il Metodo di Welch, ricompaiono negli scalogrammi, confermando la consistenza tra i due approcci. Ad esempio,

- **sulla sonda 1 (sul fairing)**, le bande principali si verificano tra 1,7 kHz a 2,7 kHz. Esse si verificano anche negli scalogrammi (come si può vedere in figura 9.2);
- **sulla sonda 2 (sul getto)**, i picchi si verificano tra 1,5 kHz a 2,5 kHz, con eventi impulsivi iniziali e progressivo smorzamento. La CWT mostra patch intermittenti che riproducono le stesse bande (come mostrato in figura 9.4);

In sintesi, i due metodi risultano coerenti nelle frequenze individuate. L'analisi Wavelet aggiunge, in più, la dimensione temporale, fondamentale per caratterizzare la natura transitoria dei segnali aeroacustici ottenuti dalle simulazioni.

9.12 Overall SPL

Tabella 9.1: Overall SPL [dB] per ciascuna sonda nei cinque casi di test.

Sonda	Caso test Zero	Caso test R+6,5°	Caso test R-6,5°	Caso test R+10°	Caso test RC+6,5°
1	156,70	155,68	157,21	157,81	156,84
2	170,32	170,53	170,77	171,54	170,94
3	171,27	171,93	171,98	173,02	172,25
4	186,48	186,84	187,52	188,32	187,94
5	189,90	185,90	185,80	188,49	189,27
6	179,61	180,79	179,40	179,06	178,67
7	174,42	175,73	174,58	176,02	175,68
8	163,12	162,20	163,12	163,82	163,02

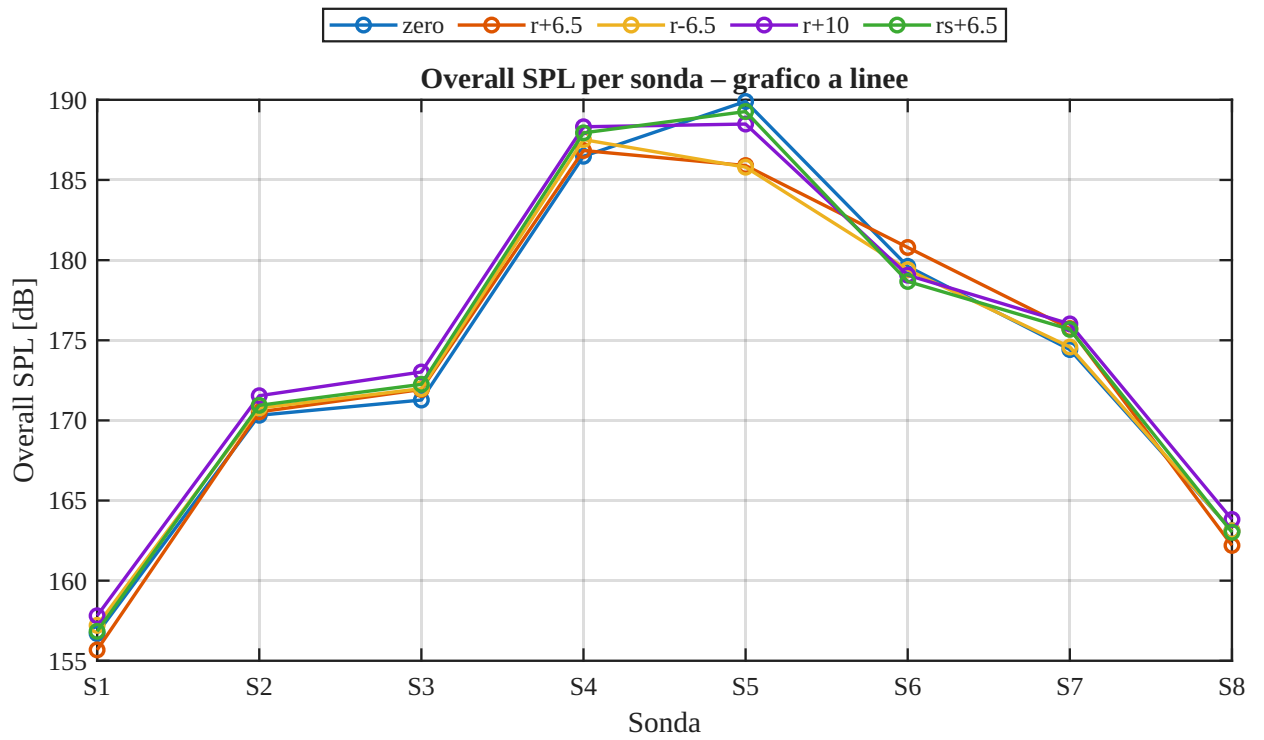


Figura 9.18: OASPL per sonda e caso test.

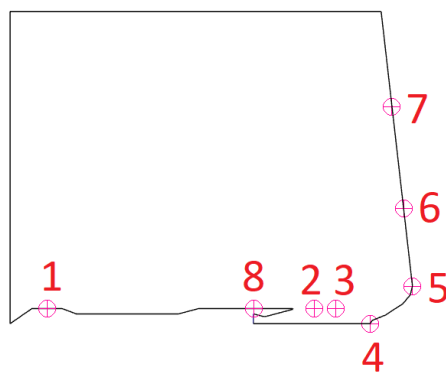


Figura 9.19: Posizione delle sonde

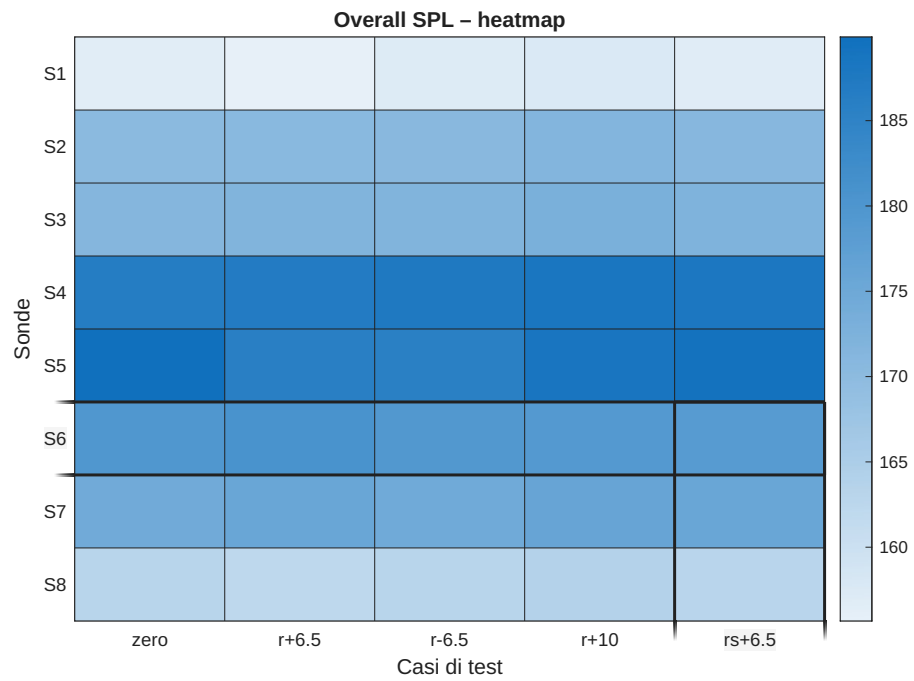


Figura 9.20: Heatmap dell'OASPL sui casi/sonde.

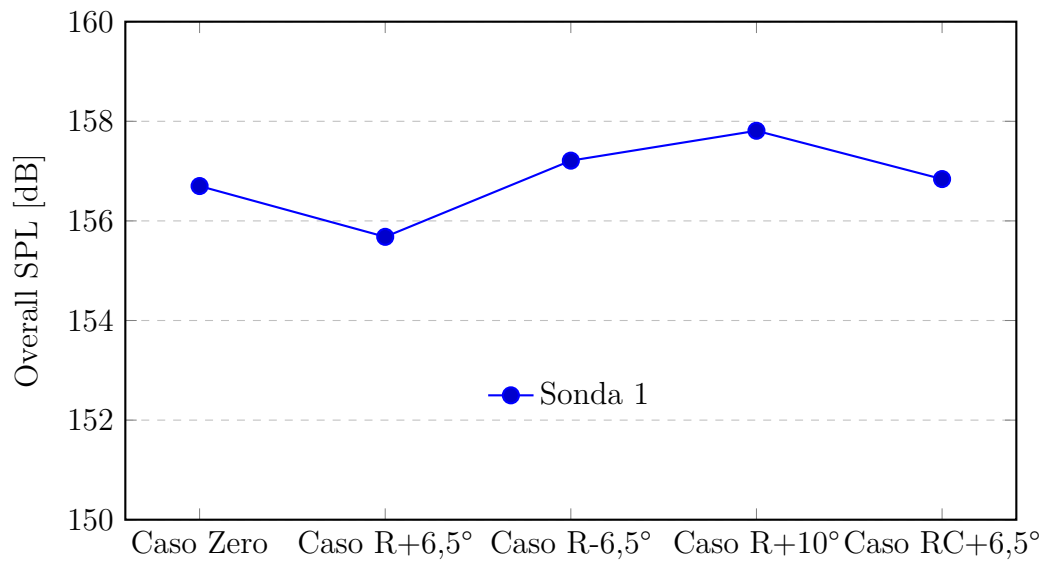


Figura 9.21: Focus sulla sonda 1 (payload)

Capitolo 10

Commento dei risultati

10.1 Confronto dell'ambiente acustico nei cinque casi test

Differenze nei risultati SPL, fluttuazioni di pressione e picchi energetici:

analizzando i dati acustici dei cinque casi test, emergono differenze significative nei livelli di intensità acustica (SPL), nelle fluttuazioni di pressione e nei picchi energetici sulle varie sonde (S1–S8):

Livelli di overall SPL: Come si nota dalla tabella 9.1 e dalle immagini 9.20 e 9.18, il caso test R+6,5° presenta, in generale, i livelli di rumore più bassi su diverse sonde chiave. In particolare, la sonda 1 (sul fairing) registra un Overall SPL di 155,7 dB nel caso test R+6,5°, il più basso tra i cinque casi, mentre, nel caso test R+10°, sale a 157,8 dB: il più alto. Anche le sonde intermedie S2–S3 sul getto mostrano il valore minimo nei casi test Zero e R+6,5° (170 dB a 171 dB) e un incremento nel caso test R+10° (172 dB a 173 dB). Le differenze sono nell'ordine di 1 dB a 2 dB e indicano un leggero peggioramento del rumore, passando dal caso test R+6,5° ai casi R-6,5° e R+10°, per queste posizioni.

In seguito, si può osservare il campo pienamente sviluppato ($t=0,005\,535\text{ s}$) nei cinque casi test:

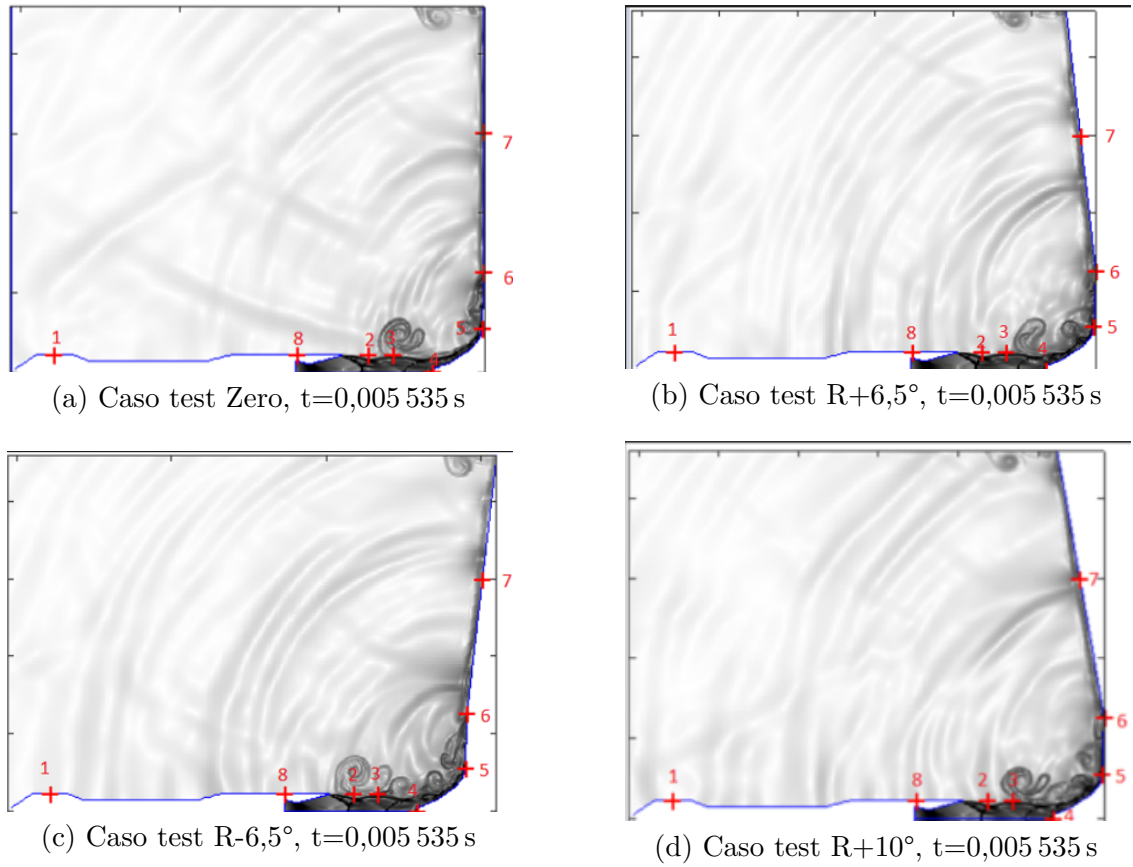


Figura 10.1

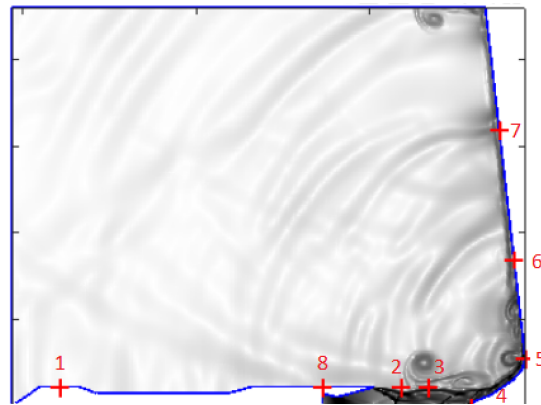


Figura 10.2: Caso test RC+6,5°, $t=0,005535$ s

Fluttuazioni di pressione: osservando il massimo valore di pressione fluttuante registrato (in appendice A), si noti che i casi con deflettore non ottimale abbiano picchi di pressione più elevati. Il caso test Zero ha mostrato il picco di pressione

estremo: circa 212 300 Pa in eccesso rispetto alla pressione ambiente, misurato dalla sonda 5 (sul deflettore di fiamma), all'istante 0,009 715 s. Questa è un'onda di pressione molto intensa, che indica forti onde d'urto generate dai gas di scarico sul deflettore piano (notare la figura 10.3). Introducendo un deflettore inclinato, i picchi si attenuano: nei casi test R+6,5° e R-6,5° la massima fluttuazione sulla sonda 5 (sul deflettore di fiamma) scende a 153 600 Pa, con una riduzione di circa 25 % rispetto al caso test Zero (nel caso test R+6,5°, l'immagine Schlieren al tempo 0,014 540 s evidenzia un'interazione più smorzata tra il getto e il deflettore, con assenza di urti intensi in corrispondenza della sonda 5 (sul deflettore di fiamma) (Figura 10.4).) Nel caso test RC+6,5°, le fluttuazioni di pressione risultano intermedie: il picco sulla sonda 5 (sul deflettore di fiamma) si attesta intorno a 165 000 Pa, più alto rispetto ai casi R+6,5° e R-6,5°, ma nettamente inferiore rispetto ai casi Zero e R+10°. Questo indica che la configurazione del caso test RC+6,5° riduca parzialmente gli urti intensi, ma non li elimini completamente, mostrando un comportamento di compromesso tra mitigazione e persistenza di fenomeni impulsivi localizzati.

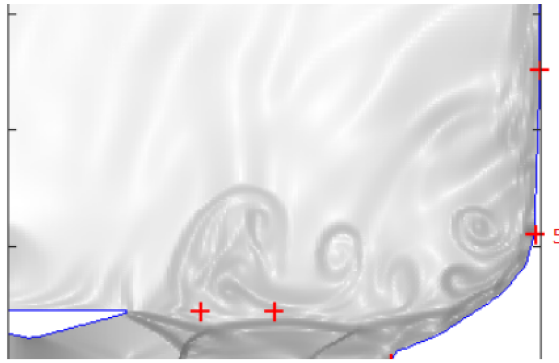


Figura 10.3: Figura 35: Caso 1, $t=0,009\,715\text{ s}$, sonda 5 (sul deflettore di fiamma)

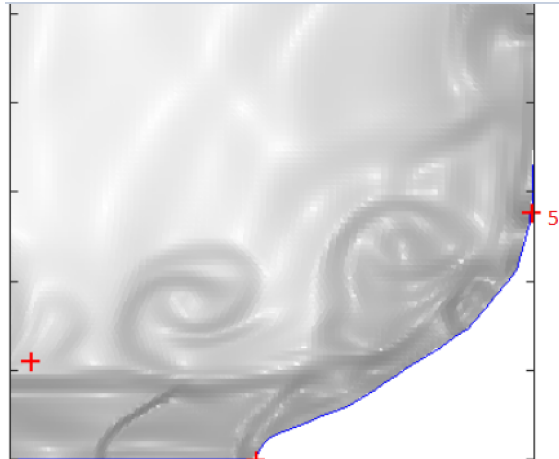


Figura 10.4: Figura 36: Caso 2, $t=0,01454$ s, sonda 5 (sul deflettore di fiamma)

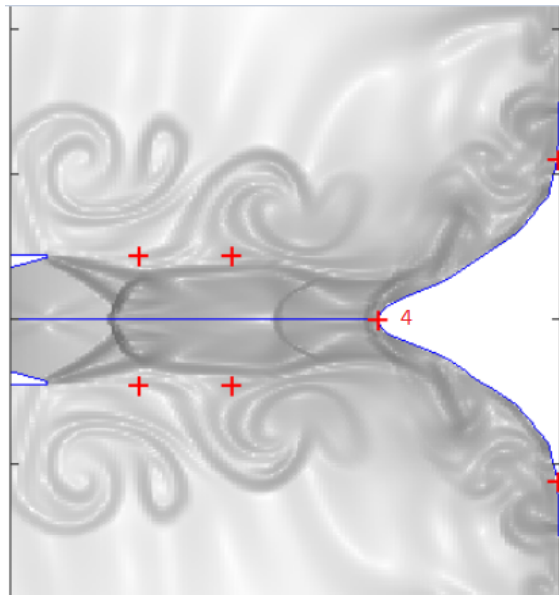


Figura 10.5: Figura 37: Caso 4, $t=0,00772$ s, sonda 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma)

SPL calcolato con il Metodo di Welch: i dati sul contenuto spettrale (SPL calcolato con il Metodo di Welch variabile con la frequenza) rivelano come il deflettore influenzi anche la distribuzione in frequenza del rumore. Nel caso test Zero, la sonda 5 (sul deflettore di fiamma) presenta un massimo di intensità acustica a bassa frequenza (~ 195 Hz con ~ 155 dB). Questo suggerisce la presenza di forti componenti a bassa frequenza, compatibili con l'impatto diretto del getto sul deflettore. Al contrario, nei casi test R+6,5° e R-6,5°, l'energia acustica alla sonda 5 (sul deflettore

di fiamma) si sposta verso frequenze più alte: i picchi principali si trovano intorno a 1 kHz a 2 kHz con livelli ~ 149 dB a 153 dB, mentre la componente a ~ 200 Hz risulta drasticamente attenuata (oltre 5 dB più bassa rispetto al caso Zero). Anche nel caso test R+10°, i picchi sulla sonda 5 (sul deflettore di fiamma) restano a frequenze medio-alte (~ 1 kHz a 2 kHz, ~ 153 dB), senza replicare il forte picco del caso test Zero. Questo suggerisce che un deflettore inclinato, specialmente se ottimizzato, ridistribuisca il contenuto spettrale del rumore, mitigando le componenti a bassa frequenza più dannose. Le frequenze dominate da onde d'urto (es. 1 kHz a 5 kHz generate da plate shock e tail shock) compaiono in tutte le configurazioni, ma la loro ampiezza relativa varia: il caso R+6,5°, in generale, presenta i livelli di SPL spettrale più bassi nelle frequenze dominate dal getto, tipicamente comprese tra 1 kHz a 5 kHz.

Confronto tra due sonde chiave

Si confrontano gli *overall SPL* rilevati dalla **sonda 1** (sul fairing) e dalla 5 (sul deflettore) per evidenziare la differenza tra il carico acustico sul payload e quello sul deflettore nei cinque casi test:

Tabella 10.1: Confronto S1 vs S5: Overall SPL [dB] e differenza $\Delta = S5 - S1$.

Caso	S1 (fairing)	S5 (deflettore)	Δ [dB]
1 (Zero)	156,70	189,90	33,20
2 (R+6,5°)	155,68	185,90	30,22
3 (R-6,5°)	157,21	185,80	28,59
4 (R+10°)	157,81	188,49	30,68
5 (RC+6,5°)	156,84	189,27	32,43

Osservazioni principali:

- **Miglior compromesso globale:** il caso test **R+6,5°** minimizza congiuntamente sia i valori di SPL sulla sonda sul fairing (155,68 dB), che sulla sonda sul deflettore (S5) (185,90 dB), e riduce anche il gap ($\Delta \approx 30,22$ dB), risultando la configurazione più favorevole per payload e deflettore.
- **Lo scenario più pericoloso per il payload** si verifica nel **caso test R+10°**, nel quale la sonda 1 (sul fairing) raggiunge il valore massimo (157,81 dB), mentre il valore su S5 risale a 188,49 dB. L'inclinazione eccessiva di questo caso test comporta sia una maggiore esposizione del payload, che maggiori carichi sul deflettore.

Confronto tra il getto e il payload per completezza, si confrontano anche gli overall SPL sulla **sonda 2** (sul getto) e sulla **sonda 1** (sul fairing):

$$\Delta_{S2-S1} = \begin{cases} 13,62 \text{ dB} & \text{Caso 1} \\ 14,85 \text{ dB} & \text{Caso 2} \\ 13,56 \text{ dB} & \text{Caso 3} \\ 13,73 \text{ dB} & \text{Caso 4} \end{cases}$$

Il getto (rilevato dalla sonda 2) risulta sistematicamente ~ 14 dB più energetico del payload (su cui è posta la sonda 1), coerentemente con il fatto che il getto ha una sorgente vicina. Anche in questo confronto, il **caso test R+6,5°** mantiene il divario senza penalizzare S1, confermando la bontà della configurazione R+6,5°.

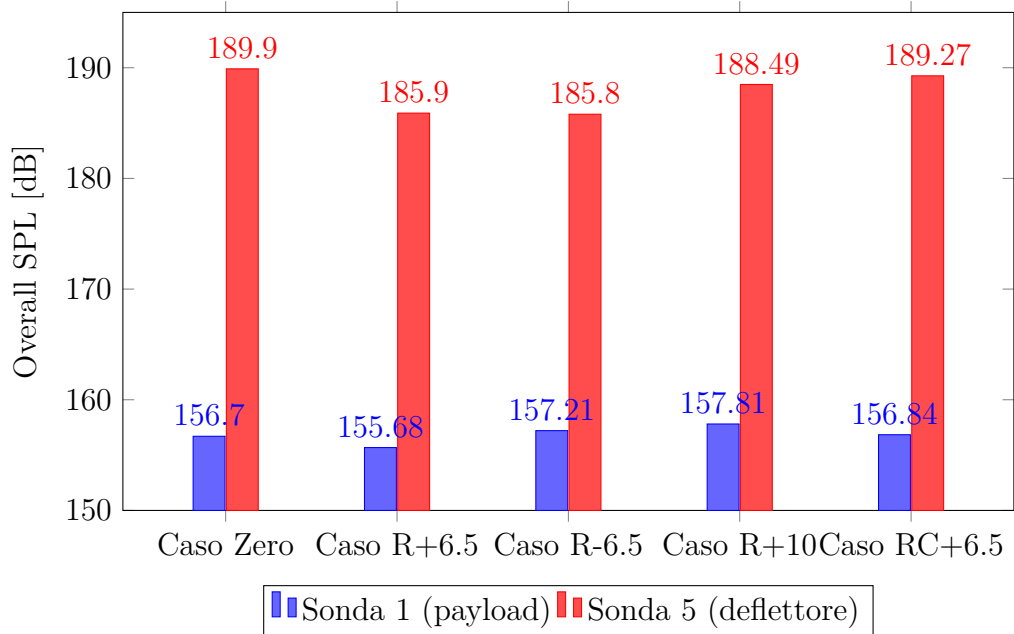


Figura 10.6: Confronto diretto tra la Sonda 1 (sul fairing) e la Sonda 5 (sul deflettore di fiamma) nei cinque casi test. Si evidenzia un divario costante di circa 30 dB tra payload e deflettore, con valori minimi per il Caso R+6.5 e massimi per il Caso R+10.

Risultati dell'Analisi Wavelet

L'analisi Wavelet permette di fare le seguenti osservazioni:

- il caso test R+6,5° è globalmente il più efficace nel ridurre lo stress acustico sia sul payload che sul deflettore di fiamma, con distribuzione più omogenea dell'energia e assenza di picchi estremi;

- i casi test Zero e R-6,5° presentano i livelli più alti di energia sul deflettore, suggerendo un comportamento più riflettente e potenzialmente dannoso;
- il caso test R+10° mostra valori crescenti sulla sonda 1 (sul fairing del payload) e sulla sonda 8 (sul primo stadio), indicando come un'eccessiva inclinazione potrebbe riflettere parte delle onde acustiche verso il corpo del razzo;
- il caso test RC+6,5° rappresenta un compromesso: riduce parzialmente i livelli di energia rispetto ai casi Zero e R+10°, senza raggiungere l'efficacia del caso R+6,5°, soprattutto in termini di uniformità di distribuzione dell'energia.

Lettura qualitativa dei segnali Wavelet

Oltre all'analisi quantitativa dei picchi energetici, è utile fornire una descrizione qualitativa dei segnali osservati negli scalogrammi, per mettere in evidenza il carattere fortemente instazionario del campo acustico.

Sonda 1 (sul fairing): lo scalogramma mostra un **periodo di rumore quasi nullo**, legato al tempo necessario perché le onde di pressione percorrano la distanza tra il getto e il fairing. In questa prima fase (fino a circa 0,006 s a 0,007 s), l'energia è quasi nulla. Successivamente, compaiono **spot energetici intermittenti**, concentrati in bande di frequenza comprese tra 1,5 kHz a 2,5 kHz. Esso non dà un segnale continuo, ma pacchetti acustici localizzati nel tempo. Verso la fine della simulazione (0,018 s a 0,020 s), si osserva un aumento di energia, legato alle riflessioni multiple che risalgono verso l'alto e investono il payload. Il segnale risulta, quindi, altamente instazionario. Esso è composto da lunghi intervalli a bassa energia, interrotti da onde riflesse impulsive.

Sonda 2 (nel getto): al contrario della sonda 1, la 2 rileva un **forte livello energetico sin dai primissimi istanti della simulazione** (già a $t = 0$ s), poiché essa si trova esattamente nel getto. Lo scalogramma mostra una concentrazione di energia a frequenze medio-alte (2,0 kHz a 2,5 kHz), con picchi iniziali molto intensi che si attenuano progressivamente nel tempo. L'andamento evidenzia una **fase impulsiva iniziale**, seguita da una riduzione parziale e da fluttuazioni meno regolari. Anche qui, l'energia non si distribuisce in modo continuo: il segnale è formato da macchie energetiche sparse, con carattere intermittente. Questo indica che l'acustica del getto sia dominata da eventi transitori e da riflessioni variabili. Mentre la sonda sul payload rileva con ritardo e in modo intermittente l'energia acustica riflessa dal deflettore, la sonda immersa nel getto rileva subito livelli elevati, che poi si smorzano. In entrambi i casi, lo scalogramma Wavelet conferma come il campo acustico non sia stazionario. Non esistono bande di frequenza riempite uniformemente, infatti, ma spot energetici distribuiti nel tempo.

10.2 Correlazione tra Analisi Wavelet e immagini Schlieren

L'analisi Wavelet permette di individuare picchi di energia relativa nel dominio tempo–frequenza. Per determinare l'origine fisica di tali eventi, essi sono stati messi in relazione alle immagini *Schlieren* negli stessi istanti temporali.

Si è analizzato il caso test Zero e la sonda 1 (sul fairing del payload), rilevando tre picchi di energia relativa:

- il primo picco, con ampiezza pari a 1641,99, alla frequenza di 5411,50 Hz e al tempo 0,002 823 s;
- il secondo picco, con ampiezza pari a 1705,26, alla frequenza di 2371,25 Hz e al tempo 0,008 909 s;
- il terzo picco, con ampiezza pari a 1903,28, alla frequenza di 1801,07 Hz e al tempo 0,02 s.

Il primo picco corrisponde a un evento acustico di particolare intensità. L'immagine *Schlieren*, calcolata allo stesso istante temporale, mostra chiaramente la presenza di un'onda d'urto ben definita che si propaga dal getto e che investe direttamente la sonda 1 (sul fairing del payload) (figura 10.7, caso (a)). Questa correlazione conferma come il picco di energia relativa (analisi Wavelet) sia associato e causato dall'arrivo di uno shock impulsivo sulla carenatura del payload. L'onda d'urto visibile nell'immagine *Schlieren* presenta un fronte inclinato che si sviluppa a partire dalla zona di interazione getto–deflettore e che si propaga verso l'alto, con firma coerente con un transiente di *ignition overpressure* (IOP) [16].

Il secondo picco di energia Wavelet, di ampiezza leggermente maggiore rispetto al primo, è associato a un fenomeno acustico più persistente. L'immagine *Schlieren* di questo istante mostra una combinazione di onde riflesse e strutture vorticosi generate dall'interazione del getto e il deflettore di fiamma. Rispetto al primo picco, non si osserva un singolo fronte d'urto dominante, ma una distribuzione di onde di compressione e riflessioni multiple che coinvolgono ancora la zona della sonda 1 (sul fairing) (figura 10.7, caso (b)). Questa dinamica giustifica l'ampiezza leggermente superiore del secondo picco rispetto al primo, poiché la sonda riceve il contributo combinato di più sorgenti acustiche. Tale comportamento è compatibile con la fase di *ring-down* dell'IOP (regime di riflessioni multiple senza un'unica cresta dominante) [16].

Il terzo picco di energia relativa è il più intenso. L'immagine *Schlieren* associata a questo istante mostra un campo acustico dominato da onde riflesse di grande ampiezza e da strutture complesse che si originano dalla regione del deflettore. In questa fase, la sonda 1 (sul fairing del payload) risulta investita da un sistema di onde di compressione di ampiezza significativa, amplificate dalle interazioni successive tra

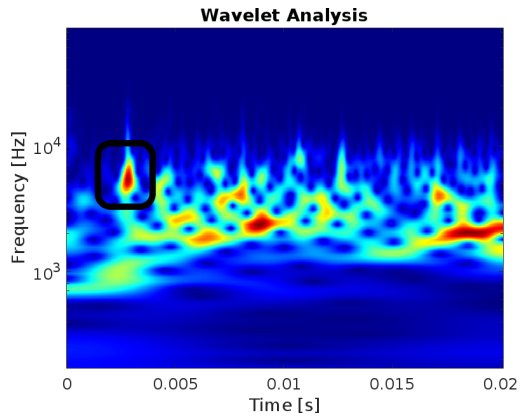
getto e deflettore (figura 10.7, caso (c)). A differenza dei primi due picchi, l'energia acustica è qui maggiormente concentrata a basse frequenze, tipiche di fenomeni di riflessione multipla su larga scala e del rilascio dalla zona di uscita del deflettore. La firma risultante è quindi compatibile con un evento di *duct overpressure* (DOP) [16] o DOP-analogo (in assenza di condotti espliciti). Poiché tale picco si verifica al termine della simulazione (0,02 s), la sua valutazione è stata condotta tenendo conto della *cone of influence* della CWT.

Periodi di quiete relativa: tra i tre eventi, si osservano intervalli con contenuto energetico relativo sensibilmente inferiore, interpretabili come fasi di quiete relativa:

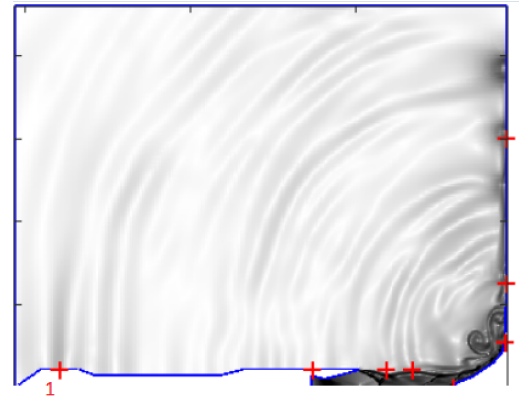
- (i) tra il primo e il secondo picco, approssimativamente nell'intervallo 0,0029 s a 0,0089 s;
- (ii) tra il secondo e il terzo picco, fino a poco prima di 0,02 s.

Questi intervalli rappresentano fasi di attenuazione temporanea del campo di compressione, durante le quali l'energia impulsiva associata all'IOP si dissipa attraverso riflessioni successive, mentre il contenuto energetico si sposta progressivamente verso frequenze più basse, in preparazione dell'evento di rilascio (DOP).

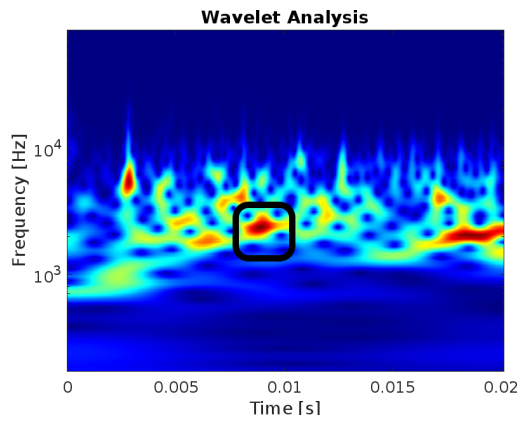
In sintesi, combinando le analisi Wavelet e Schlieren, si riesce a stabilire un nesso causa effetto tra ciascun picco di energia e il meccanismo fisico osservabile che ha causato il picco. Il primo picco è coerente con l'IOP, il secondo con il *ring-down* per riflessioni multiple e il terzo con un evento DOP o DOP-analogo. Questo consente di distinguere le fasi impulsive ad alta frequenza dalle componenti tardive a più bassa frequenza.



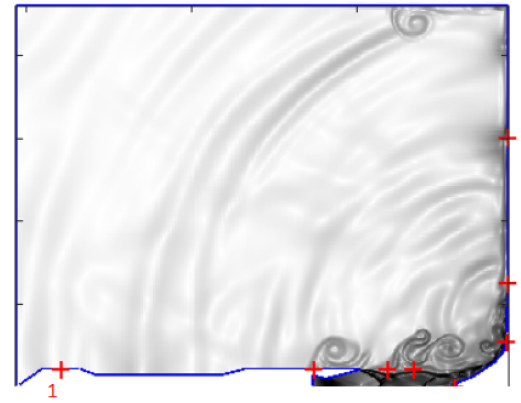
(a) Primo picco di energia (IOP)



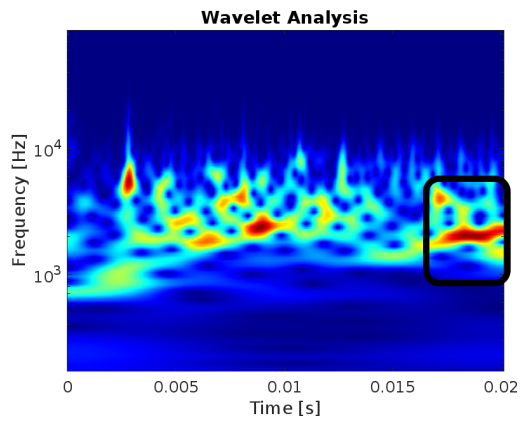
(b) Caso test Zero, tempo 0,002 823 s



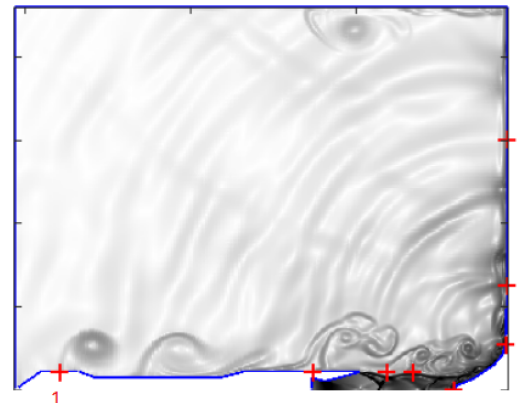
(c) Secondo picco di energia (Ring-down)



(d) Caso test Zero, tempo 0,008 909 s



(e) Terzo picco di energia (DOP-like release)



(f) Caso test Zero, tempo 0,02 s

Figura 10.7

10.3 Sonde più critiche

Tra le otto sonde analizzate, le più sollecitate sono chiaramente le seguenti:

la sonda 5 (sul deflettore di fiamma) è quella che registra i livelli di SPL più elevati in quasi tutti i casi, con valori compresi tra 185 e 190 dB. Si trova nell'area di impatto diretto del getto di scarico sul deflettore, dove le onde di pressione risultano particolarmente intense. Nel caso test Zero, la sonda 5 (sul deflettore di fiamma) raggiunge un picco di circa 189,9 dB, indice di un ambiente estremamente rumoroso e impulsivo. Nei casi con deflettore inclinato (casi test R+6,5 e R-6,5), S5 rimane una sonda critica (con livelli intorno a 186 dB), ma si osserva una riduzione rispetto al caso test Zero, segnale che l'inclinazione ha attenuato parzialmente l'energia acustica incidente. Nel caso test RC+6,5, S5 mostra valori simili al caso R-6,5, con una leggera attenuazione aggiuntiva, ma senza raggiungere la mitigazione causata dal caso R+6,5. Rimane comunque vero che S5, trovandosi nel campo diretto del getto, subisca le pressioni acustiche più elevate e rappresenti quindi un punto critico per la struttura del launchpad e del deflettore stesso.

La sonda 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma): anche la sonda 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma) mostra livelli acustici elevati in tutti i casi test (186–188 dB). Essa si trova lungo il deflettore, sull'area di impatto iniziale. Nel caso test R+10 (deflettore con forte inclinazione verso l'alto), S4 rileva fino a $\sim 188,3$ dB, registrando un valore acustico quasi quanto S5. Ciò indica come una geometria troppo ripida abbia spostato il rumore intenso verso S4. Nei casi Zero e R-6,5, S4 era leggermente meno sollecitata di S5, ma comunque con valori superiori a 186 dB. Nel caso RC+6,5, S4 mostra livelli intermedi, confermando una parziale riduzione del rumore rispetto ai casi Zero e R+10, ma non ai livelli del caso R+6,5. S4 e S5 risultano quindi le sonde più critiche, esposte al disturbo acustico maggiore, e sono decisive per valutare le sollecitazioni vibrazionali e acustiche sulla rampa di lancio.

Altre sonde significative: la sonda 6 (sul deflettore di fiamma), posta più lontano dal getto, mostra SPL intorno a 179–181 dB, valore un po' inferiore, ma ancora molto elevato. Anche la sonda 7 (sul deflettore di fiamma) (circa 174–176 dB) è sollecitata, sebbene meno delle precedenti. La sonda 8 (sul primo stadio) registra i livelli più bassi (~ 162 – 164 dB nei casi R+6,5–R+10), confermando che il rumore decresce se la sonda viene colpita da onde riflesse, anziché direttamente dal getto. Nel caso RC+6,5, i livelli su S8 risultano leggermente più bassi di quelli dei casi Zero e R+10, ma comunque superiori al caso R+6,5.

Focus sulla sonda 1 (sul fairing del payload): la sonda 1 merita un'attenzione particolare. Pur non rilevando il rumore più intenso in valore assoluto (i suoi SPL ~ 155 – 158 dB sono i più bassi tra tutte le sonde), essa è posizionata sul fairing del payload. Questo significa che S1 funge da indicatore diretto del rumore trasmesso al razzo e al suo carico. Valori di ~ 156 – 158 dB rappresentano un ambiente acustico duro per qualsiasi strumento ottico o elettronico: onde di pressione di tale intensità

possono causare vibrazioni e stress meccanici significativi nelle strutture del payload [34, 35]. Studi e dati di missione confermano che i livelli acustici al lift-off possono danneggiare il razzo stesso e la strumentazione di bordo, se non adeguatamente mitigati. Infatti, si stima che circa il 60% dei guasti dei satelliti nei primi giorni di vita operativa sia dovuto a sollecitazioni vibro-acustiche eccessive subite durante il lancio [36, 37]. Dunque, tenere sotto controllo il livello SPL misurato da S1 è cruciale: un eccesso di rumore qui potrebbe rompere componenti delicate come le ottiche del payload, ad esempio, deformando specchi/lenti o compromettendo l'allineamento e in generale ridurre l'affidabilità del satellite [38].

In sintesi, le sonde 4 (sul bordo d'attacco del deflettore di fiamma) e 5 (sul deflettore di fiamma) risultano le più critiche per il rumore esterno (launchpad e deflettore), mentre la sonda 1 (sul fairing) è critica per il rumore trasmesso al lanciatore e al suo carico utile. Le altre sonde mostrano un gradiente decrescente di disturbo man mano che ci si allontana dalla sorgente, confermando l'importanza sia della posizione, che della geometria del deflettore nel determinare l'intensità del rumore percepito.

10.4 Valutazione delle Configurazioni del deflettore di fiamma: Migliori e Peggiori

Dall'analisi comparativa, è possibile trarre considerazioni sulle diverse configurazioni del deflettore di fiamma, in particolare, sulla forma del segmento terminale del deflettore:

Caso Test Zero (deflettore piano): questo caso ha evidenziato pregi e difetti. Pro: minimizza il rumore su alcune sonde lungo il getto e sul deflettore di fiamma (S2, S3, S4) rispetto ad altre configurazioni. Ad esempio, S4 aveva il livello più basso qui. Ciò potrebbe indicare una distribuzione più uniforme dell'onda acustica, cioè una distribuzione in tutte le direzioni. Contro: la configurazione piatta non attenua il carico acustico globale e, anzi, consente a molte onde sonore di propagarsi liberamente verso il razzo e l'ambiente circostante. Di fatto, il caso test Zero ha prodotto il picco di rumore più elevato in assoluto (SPL ~ 189 dB a 190 dB su S5) e un forte contenuto a bassa frequenza, risultando potenzialmente il più dannoso per strutture e payload. In letteratura, si rileva che un deflettore piatto generi più onde d'urto e propaghi il rumore in modo più omnidirezionale rispetto a design più complessi, causando di conseguenza maggiori carichi acustici sul veicolo [39, 40, 41]. Questo sembra confermato dai dati: il caso test Zero, senza deviazioni aggiuntive, permette al getto di creare intense onde di pressione e shock che investono in misura consistente sia il deflettore (S5) che il razzo (S1). In una ottica di progetto, un deflettore completamente piano (o senza inclinazioni mirate) non è conveniente, se l'obiettivo è ridurre il rumore sul payload, perché consente che un'eccessiva energia acustica raggiunga la struttura del lanciatore.

Caso test R+6,5 (deflettore con tratto finale inclinato verso l'alto): questa configurazione risulta la più efficace nel complesso. L'inclinazione moderata verso l'alto del secondo tratto del deflettore è benefica su due fronti: riduce il rumore percepito dal payload (S1 $\sim 155,7$ dB, il più basso tra tutti i casi test, e attenua i picchi sul deflettore stesso (S5 $\sim 185,9$ dB, con una riduzione di circa 1 dB a 2 dB rispetto al caso piano. L'orientamento verso l'alto contribuisce ad allontanare la principale regione di generazione acustica dal piano di lancio e a deviare parte dell'energia sonora lontano dal razzo, riducendo così l'esposizione acustica del payload, senza introdurre penalizzazioni significative per il deflettore. I dati mostrano, infatti, un calo generale di 1 dB a 2 dB su quasi tutte le sonde rispetto al caso test Zero. In particolare, l'onda d'urto iniziale impatta contro il deflettore inclinato e viene parzialmente deviata lateralmente e verso l'alto, anziché riflettersi direttamente verso il razzo o rimbalzare simmetricamente sul deflettore. Ciò è coerente con quanto atteso: un deflettore inclinato genera un urto principale sulla sua superficie e una serie di onde di Mach secondarie, che contribuiscono a reindirizzare il campo acustico prevalentemente verso l'alto e lateralmente, riducendo così la componente diretta verso il lanciatore. Il risultato è una significativa diminuzione dei carichi acustici incidenti sulla carenatura e sul payload, con conseguente riduzione dello stress vibrazionale-acustico sul lanciatore. Risulta, infatti, raccomandabile l'adozione di un deflettore di fiamma con tratto finale inclinato verso l'alto (entro un angolo moderato) per mitigare efficacemente il rumore sia sul deflettore che sul razzo.

Caso test R-6,5 (deflettore con tratto finale inclinato verso il basso): in questa configurazione, il deflettore devia i gas verso il basso. I dati indicano una performance intermedia: il caso test R-6,5 ottiene, come il caso R+6,5, un'ottima riduzione del rumore su S5 ($\sim 185,8$ dB, quasi identico al caso R+6,5), segno che anche inclinare verso il basso evita i picchi acustici estremi sul deflettore (distribuendo il getto su un'area più ampia o cambiando l'angolo di incidenza). Tuttavia, il rovescio della medaglia è un leggero aumento del rumore verso l'alto: la sonda 1 (sul fairing del payload), nel caso test R-6,5, registra $\sim 157,2$ dB, circa +1,5 dB rispetto al caso R+6,5. Ciò suggerisce come deflettere il getto verso il basso possa riflettere più energia acustica verso il lanciatore, ad esempio, attraverso il rimbalzo sul deflettore di fiamma, che poi radia verso l'alto. Anche S4, nel caso test R-6,5, risulta circa 1 dB più alta che nel caso R+6,5, coerentemente con l'idea che un'uscita verso il basso possa confinare di più le onde sonore vicino al pad, aumentando leggermente la pressione su deflettore e rampa. In sintesi, il caso R-6,5 è comunque positivo in termini di attenuazione del rumore sul deflettore (pari al caso R+6,5 per la sonda 5 (sul deflettore di fiamma)), ma è meno vantaggioso per il payload rispetto al deflettore verso l'alto. Questo trade-off va considerato: se l'obiettivo primario è proteggere l'ottica del payload, l'inclinazione verso l'alto rimane preferibile; se, invece, importa maggiormente ridurre l'impatto acustico sul launchpad, l'inclinazione verso il basso è equivalente, come efficacia, a quella verso l'alto. Nel complesso, però, il caso test R-6,5 si colloca vicino al caso test R+6,5 come seconda miglior opzione,

con differenze minori e accettabili.

Caso test R+10 (deflettore con tratto finale fortemente inclinato verso l'alto, $\sim 10^\circ$): questa configurazione, con un'angolazione più accentuata verso l'alto, si è rivelata la peggiore dal punto di vista acustico. I risultati mostrano, infatti, aumenti diffusi dei livelli di rumore: la sonda 1 (sul fairing) ha rilevato il più alto rumore di tutti i casi test ($\sim 157,8$ dB), S4 e S5 tornano a valori comparabili o superiori al caso test Zero (188 dB a 188,5 dB) e persino le sonde più lontane (S7, S8) vedono i massimi valori in questo scenario. In pratica, avere un deflettore con un angolo elevato verso l'alto sembra aver annullato i benefici osservati nel caso test R+6,5, introducendo nuove sorgenti di rumore. Un deflettore eccessivamente inclinato può, infatti, generare fenomeni acustici indesiderati: la letteratura scientifica sull'aeroacustica dei getti impattanti indica che configurazioni geometriche molto ripide, specie se il deflettore è posizionato vicino all'ugello, inducono la formazione di onde di separazione nel flusso. Queste strutture, a loro volta, interagiscono con il getto e generano onde sonore complesse aggiuntive [42].

Tale fenomeno è spesso legato all'alterazione della struttura delle onde d'urto (shock cell structure) all'interno del getto e all'instaurarsi di meccanismi di retroazione acustica (acoustic feedback loops), che amplificano il rumore prodotto [43, 44].

Nel caso test R+10, si è verificato proprio questo fenomeno: l'angolo di inclinazione di 10° ha prodotto uno shock di separazione e una forte riflessione del getto (figura 10.5), con un aumento delle onde d'urto, che hanno colpito intensamente S4 (picco di pressione ~ 209 kPa) e irradiato più rumore verso l'alto, peggiorando S1. Inoltre, mentre un'inclinazione moderata concentra il flusso su un lato, un'inclinazione eccessiva disperde il getto verso l'alto, in modo tale che il suono si ridistribuisca, di nuovo, in molte direzioni. Il risultato netto è un livello di overall SPL più alto, che raggiunge il payload rispetto ai casi R+6,5–R-6,5, vanificando la mitigazione acustica. Dunque, il caso test R+10 dimostra che un deflettore inclinato con un angolo eccessivo è sconsigliato: oltre un certo angolo, i benefici diminuiscono e possono sorgere nuovi meccanismi di rumore (plate shock oscillante, separation shock, ecc.), che peggiorano la situazione acustica.

Caso test RC+6,5 (deflettore inclinato verso l'alto e senza il tratto orizzontale): i risultati mostrano una situazione mista: la sonda 1 (sul fairing) registra un valore di $\sim 156,3$ dB, leggermente più alto rispetto al caso test R+6,5, ma comunque inferiore a quello dei casi test R-6,5 e R+10. La sonda 5 (posta sul deflettore) raggiunge un valore di $\sim 186,4$ dB. Anch'esso è leggermente superiore al caso R+6,5, ma ancora nettamente migliore del caso test Zero. Questo evidenzia come l'assenza di un tratto piano iniziale riduca parzialmente la capacità del deflettore di deviare efficacemente le onde sonore, poiché il flusso viene inclinato troppo presto, generando onde di riflessione più ampie, che si ridistribuiscono tra deflettore e razzo. Inoltre, le sonde intermedie (S4–S7) mostrano incrementi di circa 0,5 dB a 1 dB rispetto al caso R+6,5, segno di come una deviazione immediata

del getto produca una maggiore interazione tra il flusso e il deflettore nella zona iniziale, aumentando leggermente i carichi acustici locali. In sintesi, il caso test RC+6,5 è migliore del caso Zero e dei casi R-6,5 e R+10, ma non del caso R+6,5: un'inclinazione diretta, senza la presenza di un segmento piano, riduce parzialmente i benefici osservati con un deflettore a due tratti, in cui il tratto orizzontale sembra avere un ruolo utile nella gestione graduale del getto.

Capitolo 11

Conclusioni

In questo capitolo si procederà con: la sintetizzazione dei risultati principali dello studio, la discussione delle implicazioni progettuali per il *deflettore di fiamma*, la esplicitazione dei limiti del lavoro svolto e la proposta di sviluppi futuri, in coerenza con la letteratura scientifica di riferimento.

Risultati principali

Le simulazioni transitorie (di durata 0,02 s e 4000 step) hanno confermato come la geometria del *deflettore di fiamma* governi, in modo determinante, la distribuzione e l'intensità del campo acustico generato dall'interazione getto-strutture al *lift-off*. Ciò conferma che l'ambiente vibro-acustico dei lanciatori sia fortemente influenzato da riflessioni e deflessioni indotte dal pad e dai deflettori di fiamma [15, 20, 17, 18].

Tra le cinque geometrie analizzate, il **caso test R+6,5** (con tratto finale del deflettore rialzato di 6,5° dopo un segmento orizzontale) è risultato **il più efficace nella riduzione del carico acustico sul fairing del payload**: la sonda 1 (sul fairing) ha mostrato un OASPL minimo (circa 155,7 dB). Al contrario, il **caso test R+10** (10°) ha fornito i livelli più elevati in diverse posizioni, risultando, pertanto, **il peggiore** dal punto di vista acustico. Coerentemente con la fisica dei getti supersonici impingenti, le sonde **S4–S5**, posizionate sul deflettore, sono risultate le più critiche in assoluto (186 dB a 190 dB), a testimonianza del ruolo delle interazioni shock-onda e del regime di stagnazione/riflessione nel generare componenti energetiche ad ampio spettro e picchi locali [18, 17, 20].

L'analisi combinata nel dominio delle frequenze (PSD con metodo di Welch) e nel dominio tempo-frequenza (CWT con Wavelet di Morlet) ha consentito di distinguere gli apporti broadband da quelli associati a strutture d'urto e a transitori di impingement, in linea con le metodologie consolidate in [23, 24, 27, 20].

Implicazioni progettuali

I risultati suggeriscono indicazioni progettuali in accordo con i criteri di mitigazione acustica riportati nei manuali e nelle rassegne tecniche [15, 20, 17]:

- una **inclinazione moderata e positiva** del tratto terminale del deflettore (*nel caso test $R+6,5$, $6,5^\circ$*) favorisce la deviazione del getto e delle onde di pressione lontano dal veicolo, riducendo il contenuto a bassa frequenza percepito dal payload e contenendo, al contempo, i picchi sul deflettore;
- **inclinazioni eccessive** (es. 10°) possono innescare riflessioni e separazioni meno favorevoli, con un aumento diffuso dei livelli acustici (sul payload e sul deflettore);
- una **transizione geometrica dolce** (assenza di spigoli vivi/cambi bruschi) sul percorso di deflessione aiuta a evitare sorgenti acustiche addizionali (shock di separazione/reattaccamento) [20, 17];
- nelle applicazioni reali, l'integrazione con sistemi di **water–deluge/suppression** rimane una pratica standard per smorzare IOP e picchi transitori [15].

Coerenza con i risultati di letteratura

Le fonti *NASA SP-8072* [15] e *LLIS #787* [45] forniscono una **validazione qualitativa** dell'impostazione seguita nel lavoro di tesi. Esse confermano l'uso di OASPL e spettri in banda come metriche principali e la forte dipendenza dei livelli acustici dalla **geometria del deflettore**. In linea con l'articolo [15], inclinazioni moderate tendono a ridurre il rumore riflesso verso il lanciatore, mentre angoli eccessivi possono amplificarlo. Gli spettri 1/3-ottava riportati da [45] risultano compatibili, per forma e ordine di grandezza, con quelli calcolati. Queste fonti non forniscono una *validazione quantitativa* dei valori in dB specifici di questo setup, ma **corroborano** le tendenze individuate.

Limiti dello studio

Le scelte modellistiche adottate implicano alcune limitazioni, ben note in letteratura:

- **modello inviscido (Eulero)**: la mancanza di turbolenza/viscosità può sotto-stimare o alterare porzioni spettrali, specie in prossimità delle pareti e nelle interazioni getto-strutture [20, 17];
- **durata limitata** (0,02 s): il transitorio iniziale è ben campionato, ma non l'intero evento di lancio; contribuirebbero ulteriori riflessioni e la fase di regime [15];

- **assialsimmetria 2D**: adeguata alla geometria considerata, ma priva degli effetti 3D laterali/azimutali eventualmente presenti in scenari non simmetrici;
- **assenza di accoppiamento tra fluido - strutturale**: non è stata valutata la risposta dinamica (stress, risonanze) del deflettore e del veicolo ai carichi acustici [15].

Sviluppi futuri

Coerentemente con la situazione attuale sulla predizione del rumore di getto e *launch acoustics*, gli sviluppi futuri potranno essere i seguenti:

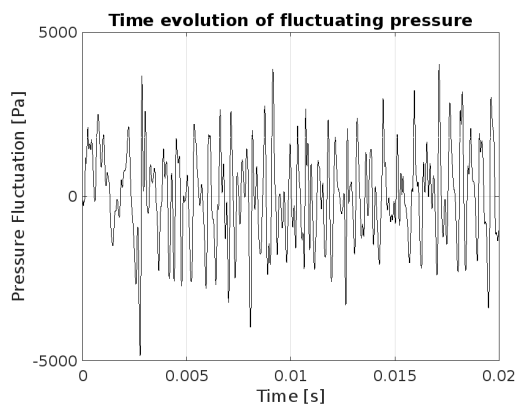
- estensione delle simulazioni su **orizzonti temporali più lunghi**, al fine di catturare l'intero evento acustico (dalla IOP alla fase di regime) [15];
- introduzione di modelli **viscosi/turbolenti** (URANS/LES) per una rappresentazione più fedele di generazione/propagazione del rumore [20, 46];
- implementazione **accoppiamento CFD–FEM** per valutare la risposta vibro-acustica del deflettore e del lanciatore sotto carico.

In conclusione, i risultati numerici confermano come una **modesta inclinazione positiva** del tratto terminale del deflettore ($6,5^\circ$) rappresenti, per la configurazione studiata, un **compromesso ottimale** tra riduzione del livello percepito sul payload e contenimento dei picchi sul deflettore, in accordo con i meccanismi fisici del rumore di getto impingente riportati in letteratura [15, 20, 18, 17].

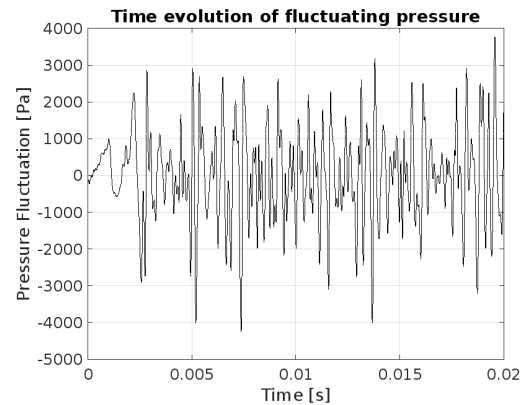
Appendice A

Fluttuazioni di pressione

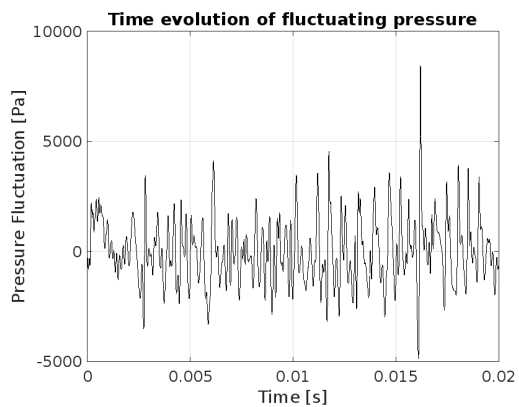
A.0.1 Sonda 1



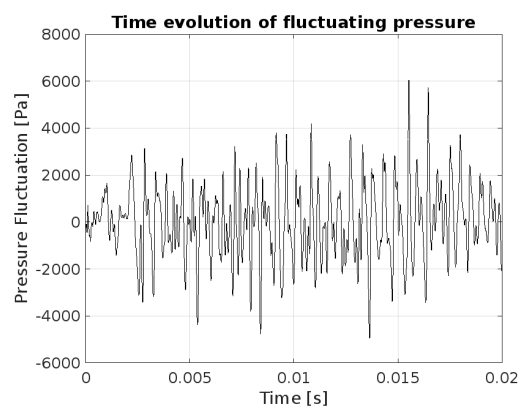
Caso test Zero



Caso test R+6,5



Caso test R-6,5



Caso test R+10

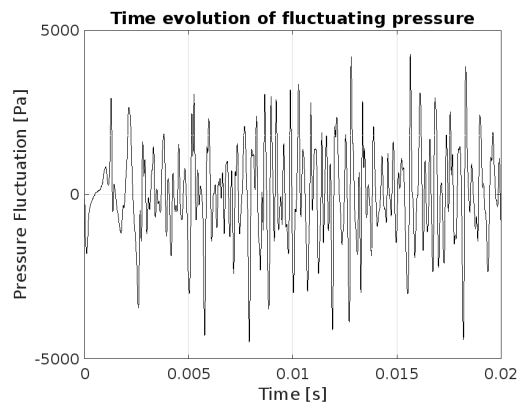


Figura A.1: Sonda 1: fluttuazioni di pressione (casi 1–5)

A.0.2 Sonda 2

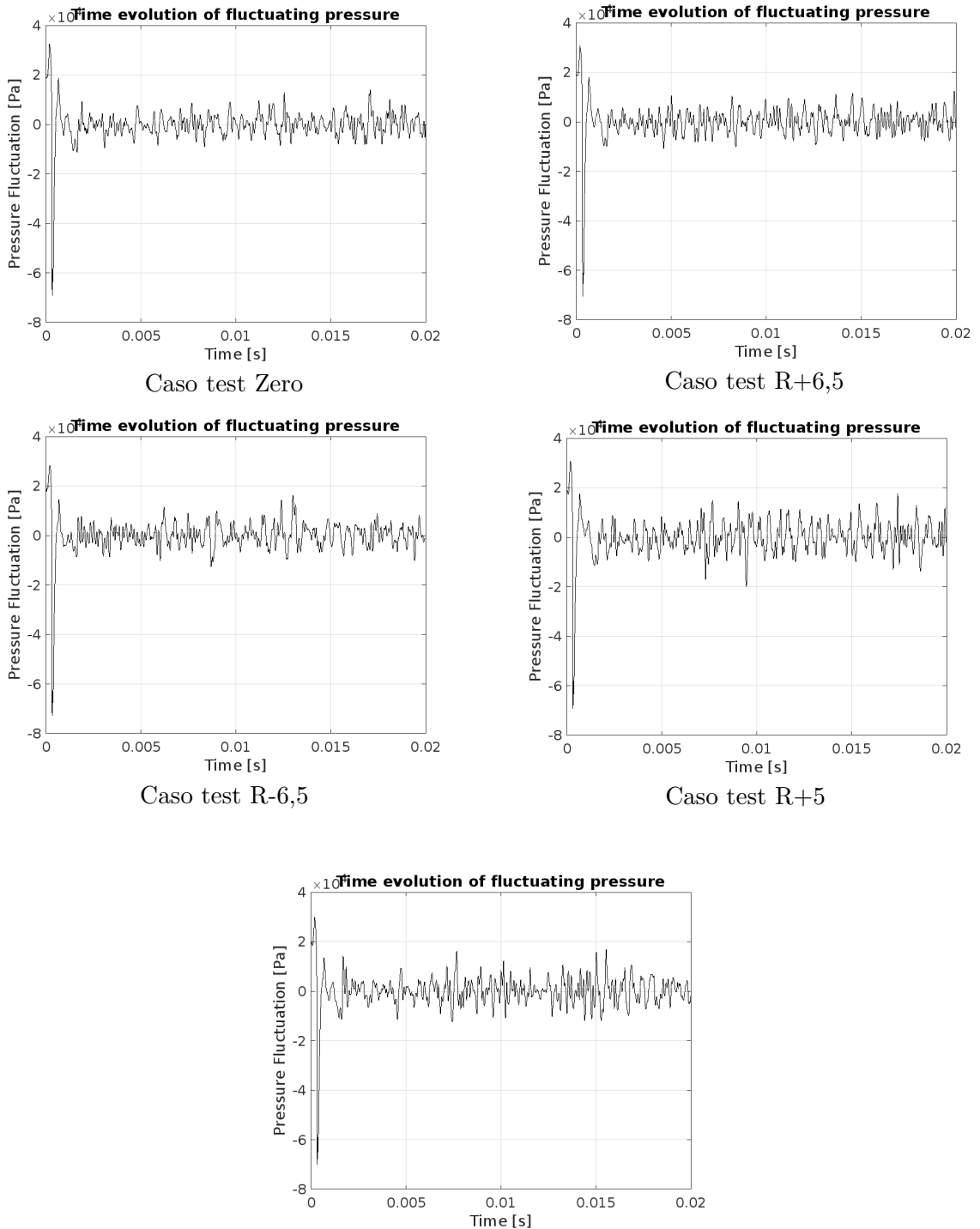


Figura A.2: Sonda 2: fluttuazioni di pressione (Caso 1–5).

A.0.3 Sonda 3

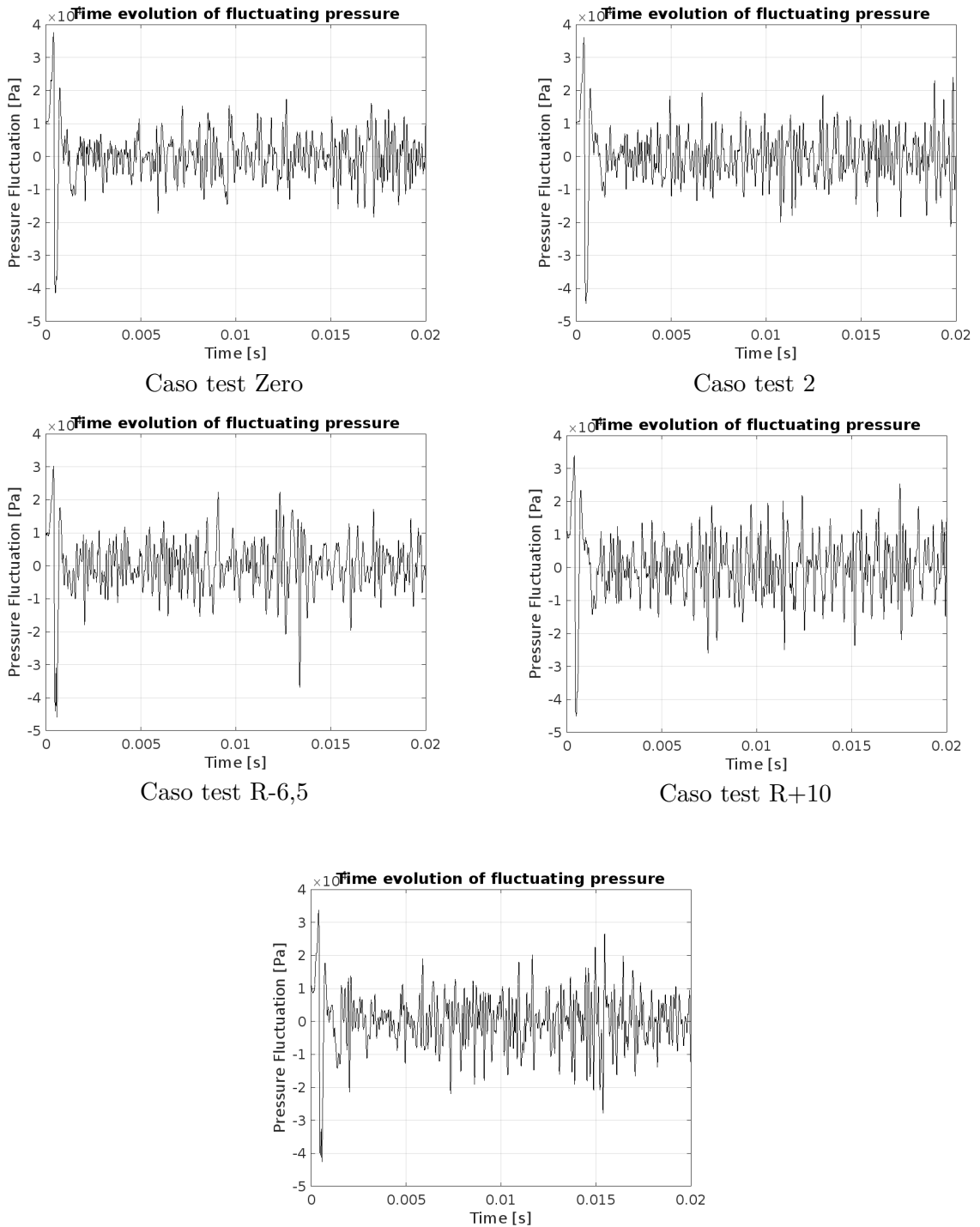


Figura A.3: Sonda 3: fluttuazioni di pressione (caso 1–5).

A.0.4 Sonda 4

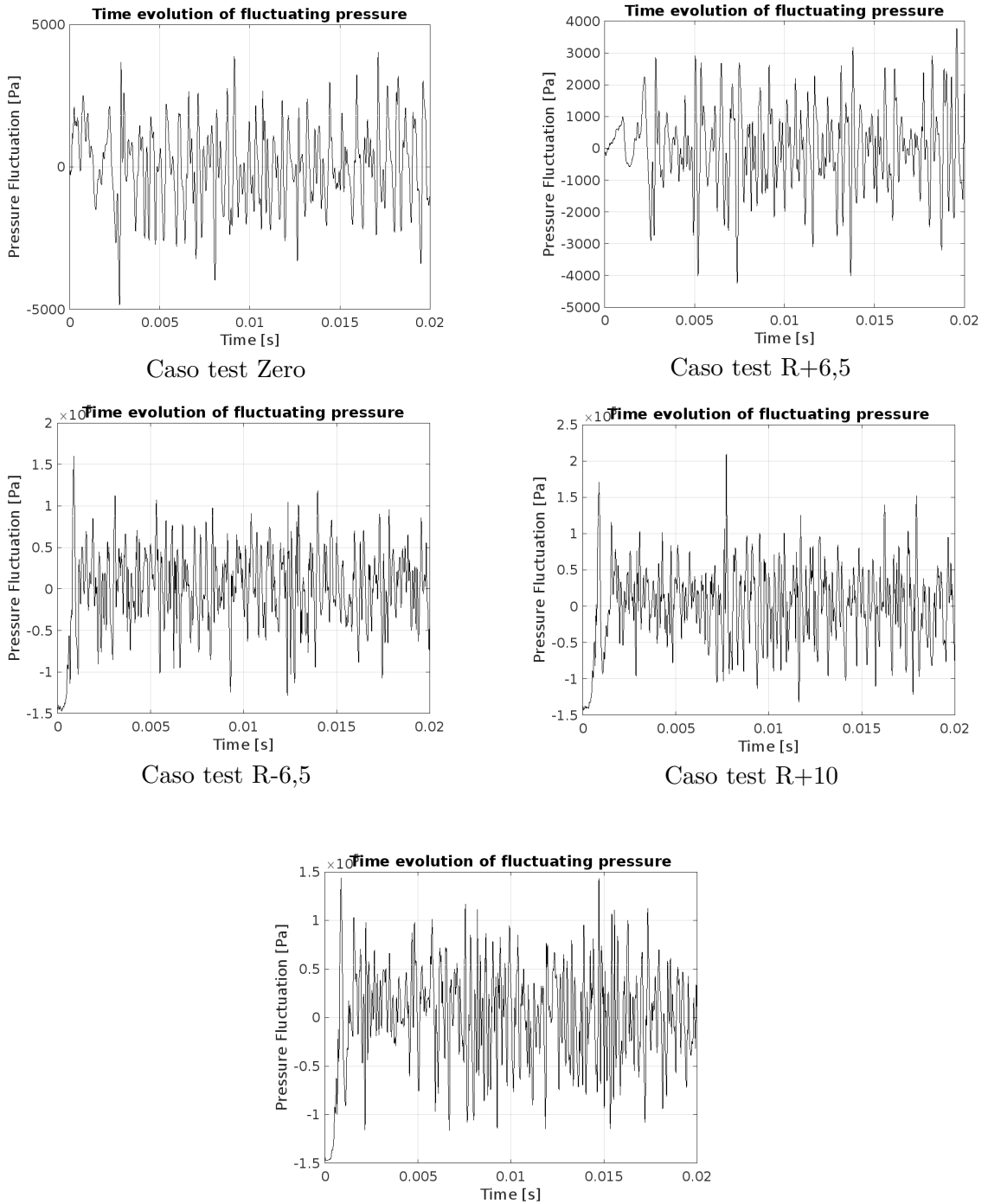


Figura A.4: Sonda 4: fluttuazioni di pressione (caso 1–5).

A.0.5 Sonda 5

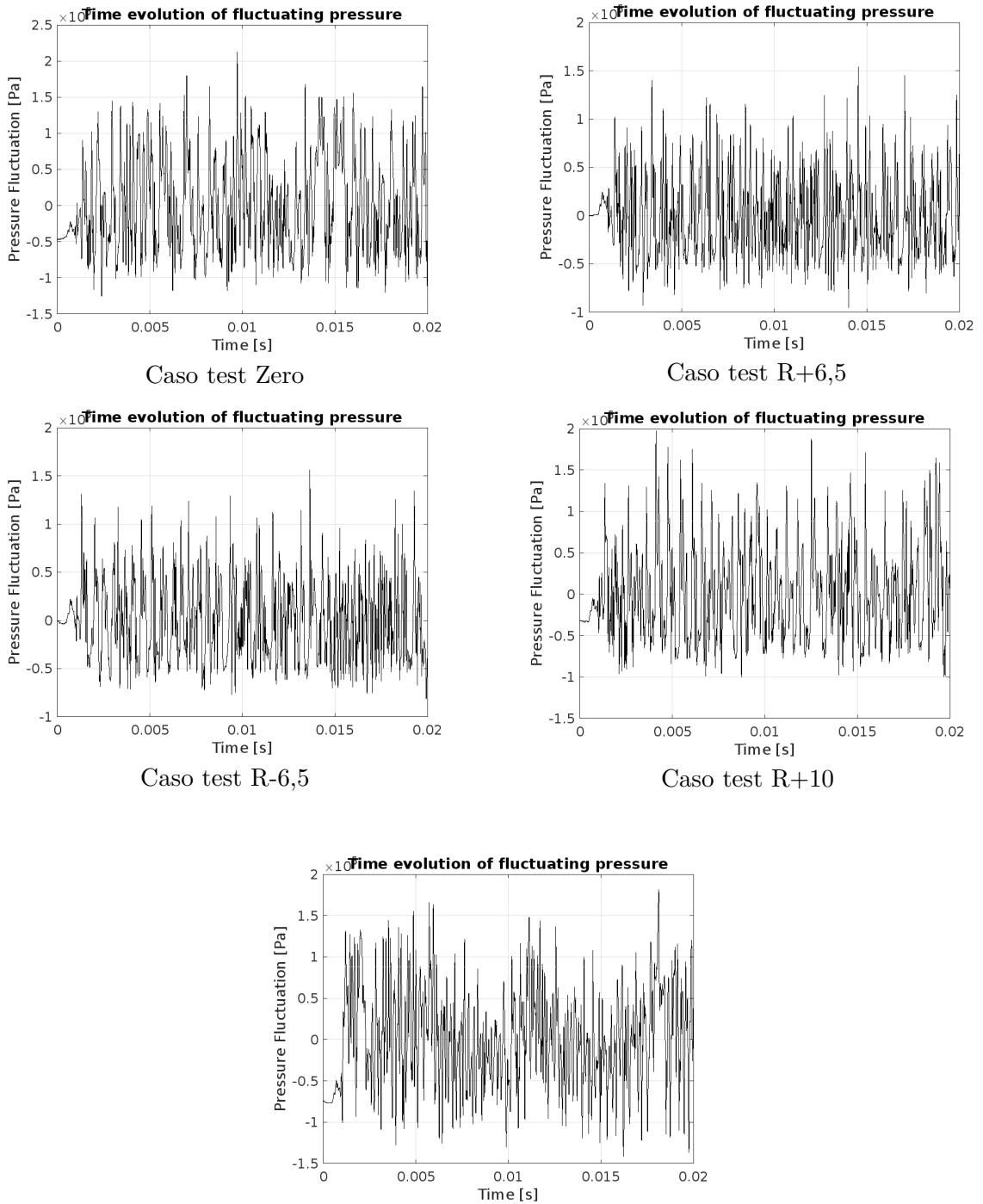


Figura A.5: Sonda 5: fluttuazioni di pressione (casi 1–5).

A.0.6 Sonda 6

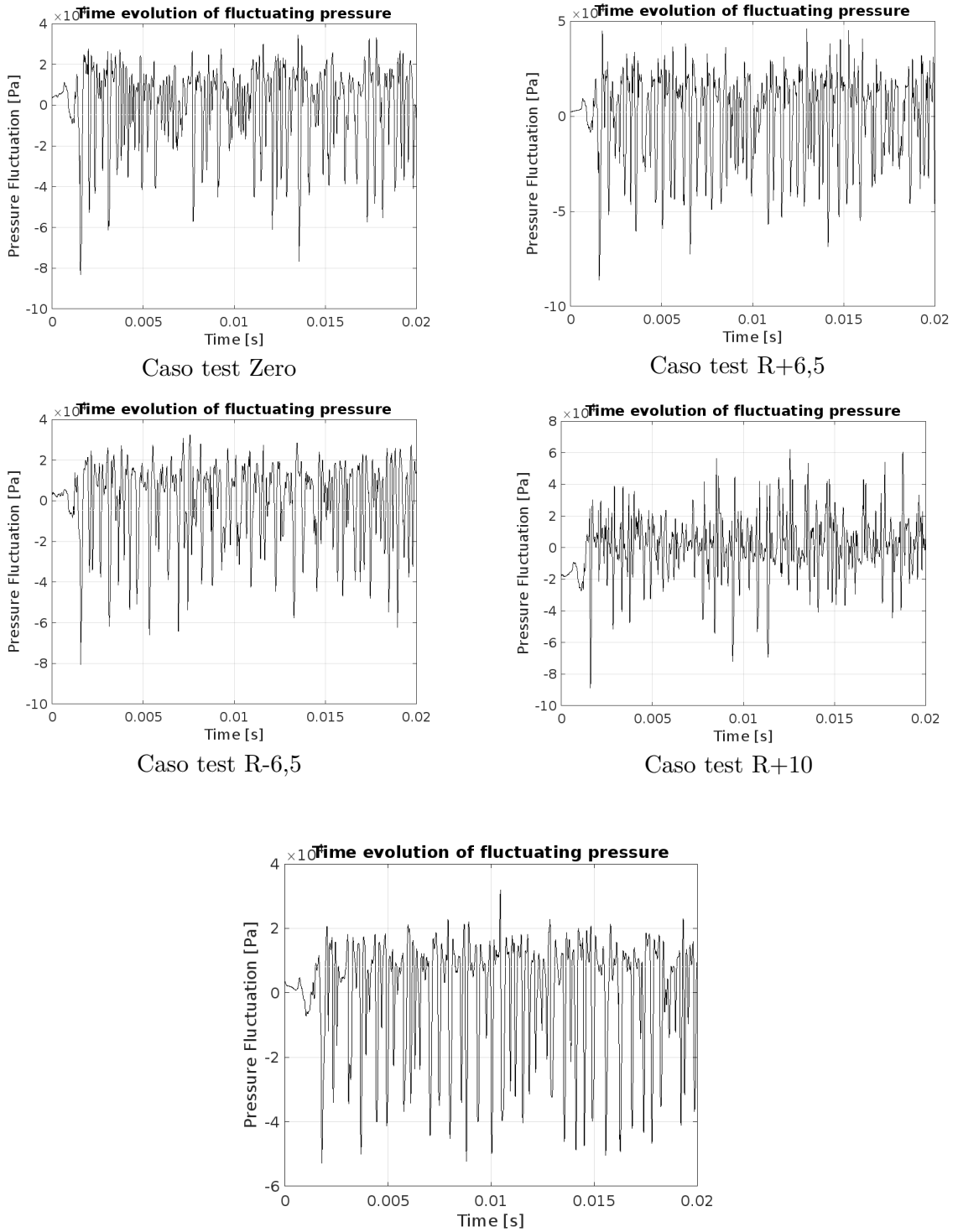


Figura A.6: Sonda 6: fluttuazioni di pressione (casi 1–5).

A.0.7 Sonda 7

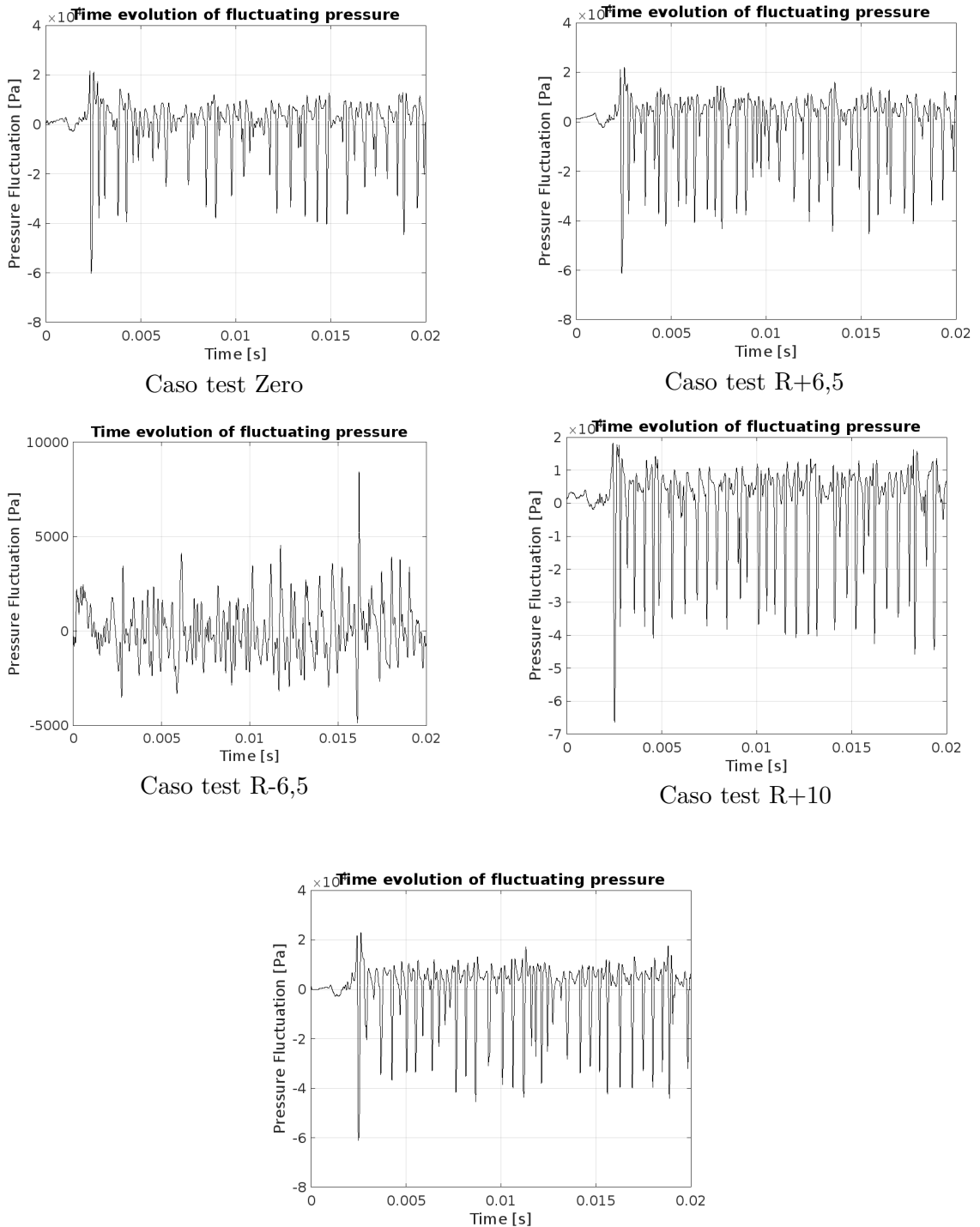


Figura A.7: Sonda 7: fluttuazioni di pressione (casi 1–5).

A.0.8 Sonda 8

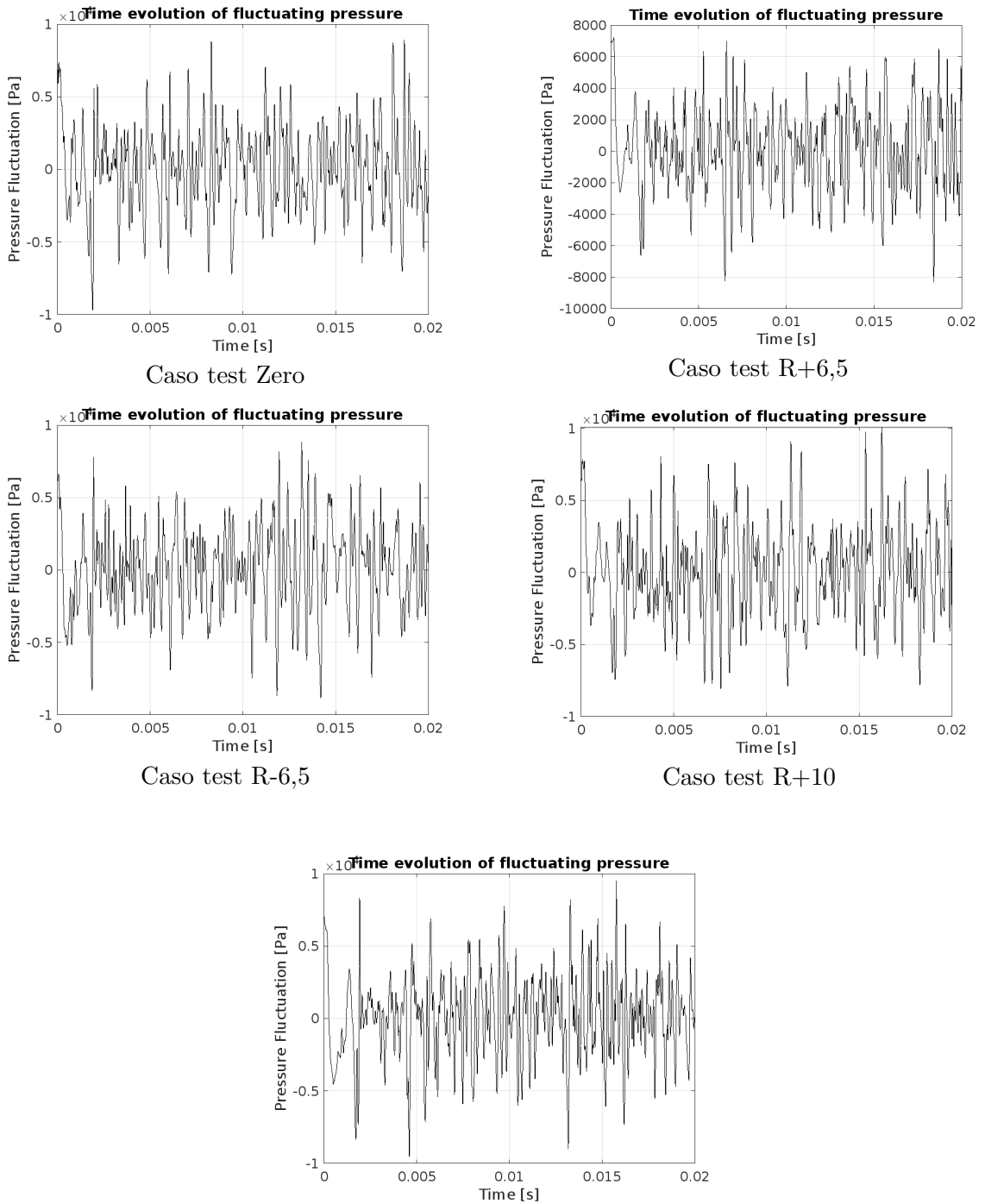


Figura A.8: Sonda 8: fluttuazioni di pressione (casi 1–5).

Tabella A.1: Massimi valori assoluti della pressione fluttuante e relativi istanti (casi 1–4).

Sonda	Caso 1	Caso 2	Caso 3	Caso 4
S1	–4842,16 Pa @ 0,002 760 s	–4250,11 Pa @ 0,007 365 s	8443,58 Pa @ 0,016 195 s	6039,51 Pa @ 0,015 530 s
S2	–69 160,15 Pa @ 0,000 325 s	–70 523,55 Pa @ 0,000 330 s	–72 774,43 Pa @ 0,000 325 s	–69 155,45 Pa @ 0,000 320 s
S3	–41 439,36 Pa @ 0,000 480 s	–44 483,54 Pa @ 0,000 510 s	–45 813,07 Pa @ 0,000 570 s	–44 980,74 Pa @ 0,000 475 s
S4	151 129,65 Pa @ 0,011 100 s	–143 686,15 Pa @ 0,000 035 s	159 859,59 Pa @ 0,000 860 s	209 398,50 Pa @ 0,007 720 s
S5	212 308,64 Pa @ 0,009 715 s	153 659,45 Pa @ 0,014 540 s	155 897,88 Pa @ 0,013 645 s	197 223,28 Pa @ 0,004 115 s
S6	–83 203,15 Pa @ 0,001 550 s	–86 256,77 Pa @ 0,001 570 s	–80 660,74 Pa @ 0,001 560 s	–88 721,84 Pa @ 0,001 595 s
S7	–60 170,28 Pa @ 0,002 380 s	–61 379,21 Pa @ 0,002 395 s	–52 318,22 Pa @ 0,002 770 s	–66 426,97 Pa @ 0,002 510 s
S8	–9686,59 Pa @ 0,001 900 s	–8313,60 Pa @ 0,018 415 s	–8830,16 Pa @ 0,014 200 s	10 097,30 Pa @ 0,016 220 s

Appendice B

Utilizzo della CFD nello studio di tesi

B.1 Obiettivi della simulazione CFD

In questo lavoro di tesi è stato impiegato un modello di fluidodinamica computazionale (CFD) per studiare il getto supersonico all'uscita dell'ugello durante il decollo. Gli obiettivi principali dell'analisi erano i seguenti:

- simulare il getto e la formazione delle onde d'urto iniziali;
- valutare l'interazione con il *deflettore di fiamma* in diverse configurazioni geometriche;
- estrarre i segnali di pressione e densità necessari all'analisi acustica;
- generare immagini *Schlieren* numeriche per evidenziare shock e strutture turbolente.

B.2 Software utilizzati

Le simulazioni CFD sono state realizzate in **ANSYS Fluent**, con mesh generate in **ANSYS Fluent Meshing** e successivo **post-processing** eseguito in MATLAB. In particolare, Fluent ha risolto le equazioni del flusso, Fluent Meshing ha permesso di costruire una griglia strutturata a blocchi, mentre MATLAB è stato utilizzato per la produzione delle immagini *Schlieren* numeriche e per l'analisi spettrale dei segnali di pressione (FFT, Welch e Wavelet) [47, 48].

B.3 Dominio di calcolo

Il dominio è stato modellato come *bidimensionale assialsimmetrico* in ANSYS DesignModeler. L'ugello è stato semplificato come profilo conico divergente, mentre il deflettore di fiamma è stato variato in più configurazioni geometriche. Per rappresentare un ambiente atmosferico aperto, sono state applicate condizioni di pressure far-field ai bordi esterni. Tali condizioni al contorno impongono condizioni di aria indisturbata e, tramite formulazione a caratteristiche, consentono l'entrata e l'uscita delle onde, riducendo le riflessioni ai limiti del dominio. Si osservi, comunque, che la soppressione delle riflessioni non sia perfetta e che richieda confini sufficientemente lontani e una transizione di mesh adeguata.[49].

B.4 Generazione della mesh

La discretizzazione del dominio è stata effettuata mediante una mesh strutturata multi-blocco, caratterizzata da un raffinamento locale nelle regioni dell'ugello e del deflettore. La qualità della griglia è stata valutata attraverso *Fluent*. Si ha una skewness massima pari a ≈ 0.72 e una qualità minima di ≈ 0.37 [50].

B.5 Modello fisico e impostazioni numeriche

Il flusso è stato considerato inviscido, monofase e non reattivo. Sono quindi state risolte le **equazioni di Eulero**. Per il calcolo dei flussi convettivi è stato adottato lo schema di Roe (*Roe Flux Differencing Scheme*), noto per la capacità di catturare correttamente shock e discontinuità [51].

La discretizzazione spaziale è stata eseguita con schema upwind di secondo ordine, mentre l'integrazione temporale con uno schema implicito di secondo ordine. Il passo temporale è stato fissato a $\Delta t = 5 \times 10^{-6}$ s, per una durata complessiva di 0,02 s (4000 passi temporali).

B.6 Estrazione e post-processing dei dati

Durante la simulazione

- la **densità** è stata esportata ogni tre passi temporali, per la generazione di immagini *Schlieren* numeriche in MATLAB (calcolando il gradiente di densità $|\nabla \rho|$) [52];
- le **pressioni** sono state registrate da 8 sonde virtuali, collocate in punti strategici del dominio. I segnali di pressione nel tempo sono stati successivamente analizzati in MATLAB tramite FFT, metodo di Welch e trasformata wavelet

continua (CWT), strumenti ampiamente utilizzati in analisi acustica per getti supersonici [53, 54].

B.7 Ruolo dell'analisi fluidodinamica computazionale

La CFD ha fornito un supporto fondamentale allo studio:

- ha permesso di identificare le principali sorgenti acustiche (shock cells, impatto sul deflettore);
- ha consentito il confronto tra le diverse configurazioni geometriche del deflettore;
- ha fornito stime del rumore percepito dal payload e dalla rampa di lancio.

B.8 Limiti del modello

I principali limiti e approssimazioni della simulazione sono i seguenti:

- flusso inviscido \rightarrow assenza di modellazione della turbolenza realistica e degli strati limite;
- dominio 2D assialsimmetrico \rightarrow impossibilità di riprodurre effetti tridimensionali e asimmetrie reali;
- durata limitata a 0,02 s \rightarrow incapace di descrivere fenomeni acustici a lungo termine e basse frequenze.

Questi limiti non compromettono i risultati ottenuti, ma evidenziano come il metodo utilizzato possa funzionare nelle fasi preliminari di un'analisi comparativa. In futuro, è possibile ampliare lo studio includendo simulazioni tridimensionali, modelli di turbolenza più avanzati e tempi di calcolo più estesi.

Appendice C

Procedura di simulazione in ANSYS Fluent

C.0.1 Inizializzazione del progetto e creazione della geometria

Una volta avviato *ANSYS Workbench*, bisogna innanzitutto aggiungere un nuovo sistema di analisi *Fluent*. Questa operazione va eseguita con un doppio clic su *Fluid Flow (Fluent)* all'interno del menu *Analysis Systems*, posizionato nel pannello di sinistra dell'interfaccia grafica. Come mostrato in figura C.1, tale azione genera automaticamente, nello *Project Schematic*, sei componenti distinti, che costituiscono la struttura di base del flusso di lavoro.

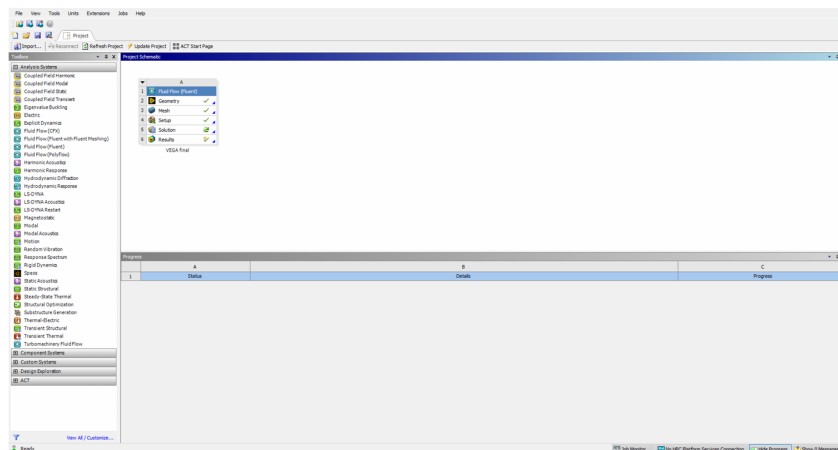
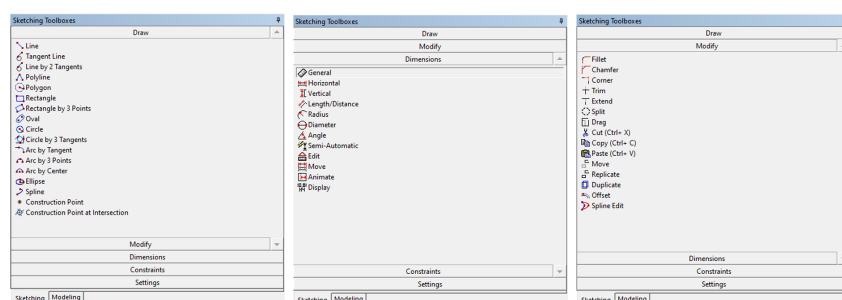


Figura C.1: Interfaccia di ANSYS Workbench

Type su *2D* (Figura C.3) nel pannello che compare sul lato destro dell'interfaccia.

Una volta avviato *DesignModeler*, si deve passare al piano *XY*. Tale operazione può essere eseguita sia selezionando direttamente il piano dal *tree menu* posto a sinistra, sia cliccando sull'asse *Z* (colore blu) della terna di riferimento collocata nell'angolo in basso a destra dello schermo.

Per iniziare il disegno è necessario selezionare la scheda *Sketching*, situata sotto il pannello *Tree Outline* a sinistra. *DesignModeler* fornisce strumenti per la creazione tanto di linee semplici, quanto di forme più complesse. Si consiglia di avviare uno *sketch* di base tramite lo strumento *Polyline*, che permette di tracciare una serie di segmenti rettilinei connessi cliccando in corrispondenza dei punti d'angolo desiderati.



Si noti che, per effettuare uno *pan* all'interno del piano di sketching, è necessario tenere premuto il tasto **CTRL** insieme alla rotellina del mouse. La sola pressione della rotellina consente invece di traslare la vista tra diversi piani. Qualora la visualizzazione dovesse accidentalmente uscire dal piano bidimensionale di riferimento, è possibile riallinearla cliccando nuovamente sull'asse *Z* della terna di riferimento collocata nell'angolo in basso a destra dello schermo.

C.0.3 Impostazione della geometria in *DesignModeler*

Prima di procedere, è necessario cliccare con il tasto destro del mouse su *Geometry* e selezionare *Properties*. Nel pannello che compare sul lato destro dell'interfaccia occorre impostare l'opzione *Analysis Type* su *2D*.

Una volta avviato *NewDesignModeler*, è opportuno passare al piano *XY*. Tale operazione può essere eseguita selezionando direttamente il piano dal menu ad albero a sinistra, oppure cliccando sull'asse *Z* (di colore blu) della terna di riferimento posizionata nell'angolo in basso a destra dello schermo.

Per iniziare la costruzione della geometria, si accede alla scheda *Sketching*, posta sotto il pannello *Tree Outline* a sinistra. *NewDesignModeler* mette a disposizione strumenti per la creazione sia di linee semplici, che di forme più complesse. Si consiglia di utilizzare inizialmente lo strumento *Polyline*, che consente di disegnare una sequenza di segmenti rettilinei connessi cliccando in corrispondenza dei vertici desiderati. Per concludere la polilinea, è sufficiente cliccare con il tasto destro

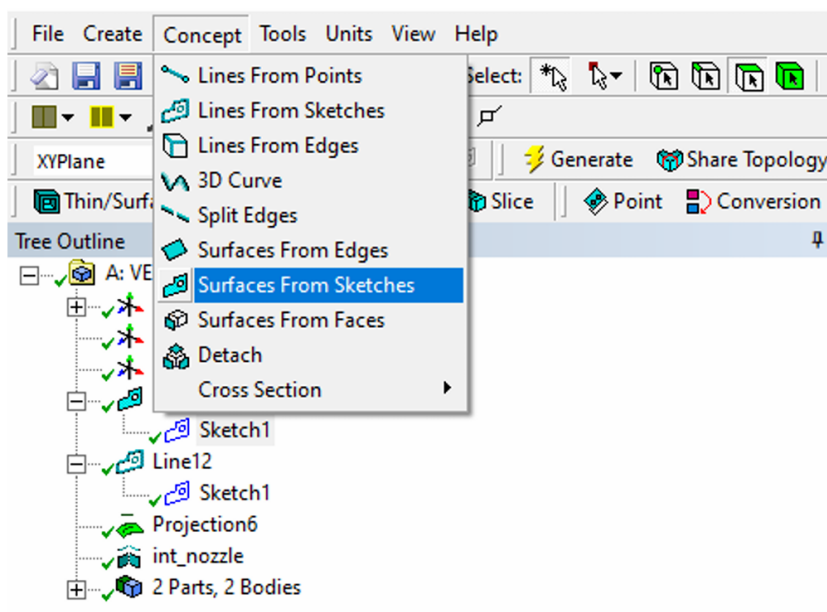
del mouse e selezionare *Open End*, oppure *Closed End*, a seconda che si desideri mantenere il contorno aperto oppure chiuderlo.

Per effettuare un movimento di tipo *pan* nel piano di sketching è necessario tenere premuto il tasto CTRL insieme alla rotellina del mouse. La sola pressione della rotellina consente, invece, di traslare la vista tra diversi piani. Qualora la visualizzazione dovesse accidentalmente uscire dal piano bidimensionale di riferimento, è possibile riallinearla cliccando nuovamente sull'asse Z della terna di riferimento.

Una volta definita la geometria, è possibile attribuire le quote mediante l'opzione *Dimensions*, disponibile all'interno della toolbox *Sketching* sulla sinistra. Oltre alla lunghezza dei segmenti, possono essere specificati angoli, diametri e altri vincoli geometrici.

Dopo aver completato lo sketch di base, è necessario cliccare sul pulsante *Generate*, identificato dall'icona a forma di fulmine. Questa operazione genera lo sketch, che apparirà all'interno del *Tree Outline*, sotto la voce *XYPlane*. Se la generazione non va a buon fine, la causa è spesso un contorno non chiuso. Diventa quindi necessario verificare che lo sketch sia completo. Quando lo sketch viene generato correttamente, accanto alla voce *Sketch1* compare un'icona con segno di spunta verde.

A questo punto si procede alla creazione della superficie. Dal menu superiore si seleziona *Concept > Surfaces from Sketches*, che apre il pannello *Details View* in basso a destra. Da qui occorre selezionare lo sketch corrispondente nel *Tree Outline*, cliccare su *Apply* e successivamente su *Generate*. La superficie così generata sarà quindi visibile nel *Tree Outline*.



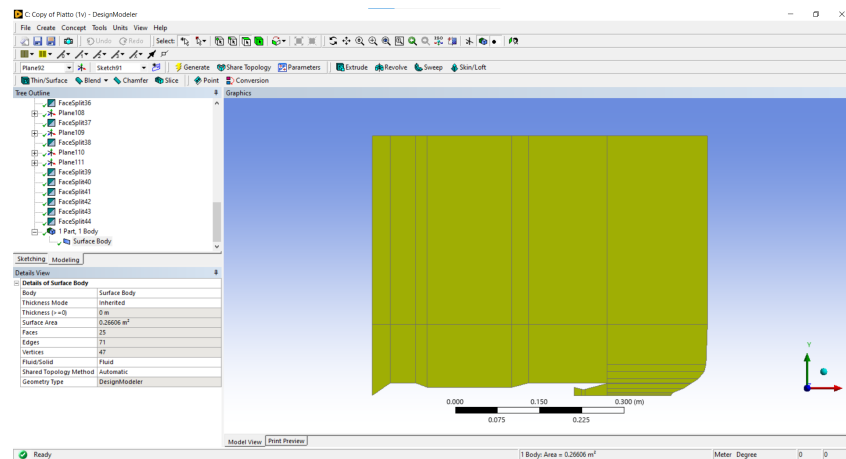
La superficie può essere suddivisa in sotto-superfici, poichè verrà generata una griglia multiblocco, Tale operazione risulta utile per avere un migliore controllo

della mesh nel caso di geometrie complesse.

In questa fase, dopo aver selezionato le linee e lo *sketch* corrispondente, nel *Tree Outline* comparirà una nuova voce denominata *Line1*. Cliccando su *Generate*, un'icona con segno di spunta verde ne confermerà la corretta generazione.

Per suddividere effettivamente la superficie, si utilizza il comando *Tools > Projection* dal menu superiore. Nel pannello in basso a sinistra, il software richiede di selezionare i bordi target, che corrispondono alle linee precedentemente tracciate, e la superficie da dividere. Si noti che, nella barra degli strumenti superiore, siano disponibili quattro icone a forma di cubo, ciascuna delle quali evidenzia un elemento differente: vertice, bordo, faccia o corpo intero. La selezione dell'opzione corretta consente di velocizzare il processo in presenza di geometrie complesse.

Nel *Tree Outline* compare ora 2 Parts, 2 Bodies che, se espansa, mostra due sotto-voci: *Surface Body* e *Line Body*. È fondamentale assicurarsi che, durante la



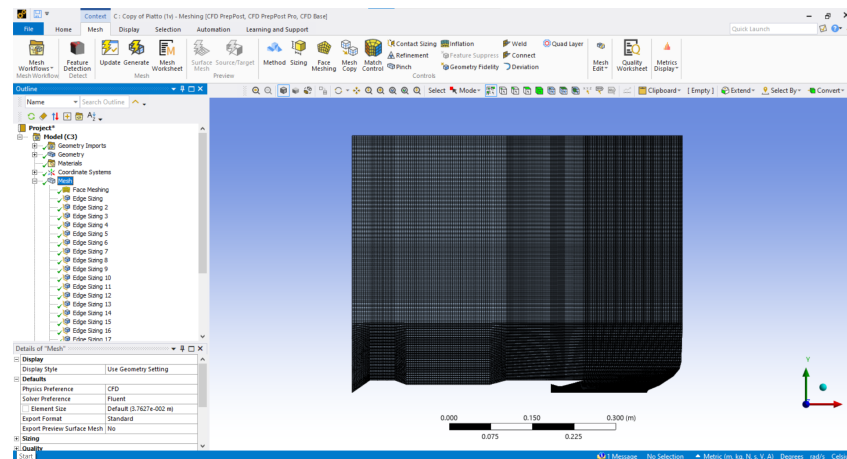
selezione della voce *Surface Body*, il parametro *Body Type* sia impostato su *Fluid* e non su *Solid*. Inoltre, è opportuno cliccare, con il tasto destro, su *Line Body* e selezionare *Suppress Line Body*, in modo da evitare la visualizzazione di dettagli superflui nelle fasi successive.

A questo punto, dopo aver verificato che tutte le voci presenti nel *Tree Outline* siano contrassegnate dal segno di spunta verde (esso indica che ogni operazione è stata generata con successo), è possibile chiudere in sicurezza l'ambiente *NewDesignModeler*.

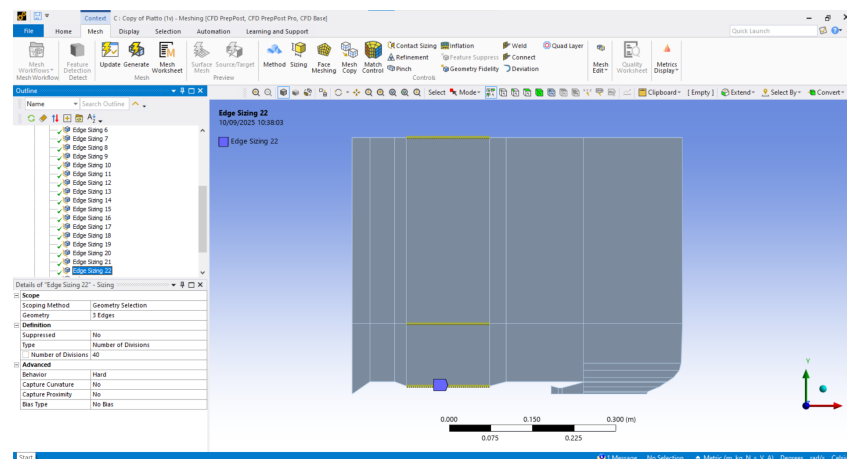
C.1 Generazione di griglia strutturata in ANSYS Mesher

A questo punto è possibile procedere aprendo il modulo *Mesh* dal flusso di lavoro di *Fluent*.

Per generare correttamente una griglia strutturata, il primo passo consiste nel selezionare la voce *Mesh* all'interno del menu *Outline* sulla sinistra, evidenziare tutte le superfici in cui è stata suddivisa la geometria e, successivamente, cliccare sull'icona *Face Meshing* presente nella barra degli strumenti superiore. Questa operazione garantisce che tutte le suddivisioni successive della griglia mantengano una configurazione strutturata, in assenza di errori. E' importante cliccare su *Generate* dopo ogni modifica, in modo da poter aggiornare il risultato.



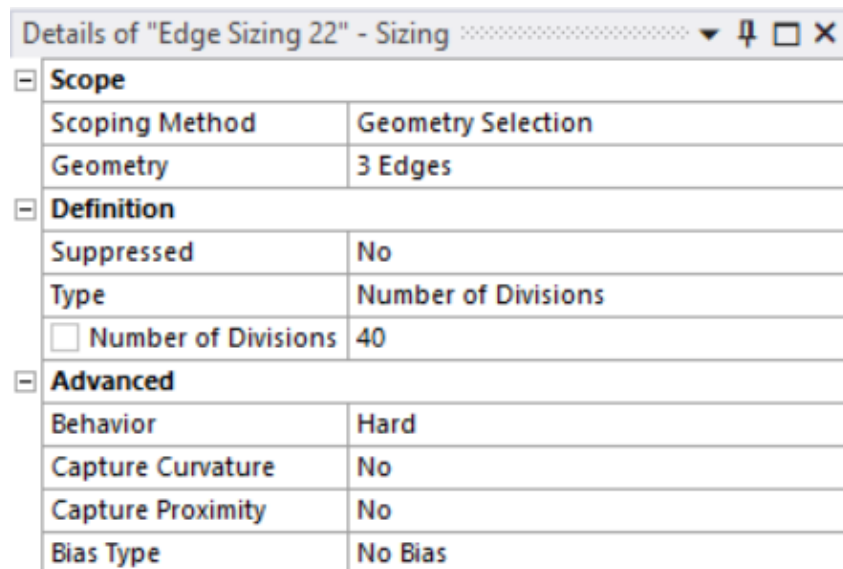
Il metodo più efficace, adottato anche nella presente tesi, consiste nel discretizzare le singole superfici utilizzando lo strumento *Edge Sizing*. Per eseguire questa operazione, è necessario attivare la modalità di selezione dei bordi, cliccare sugli spigoli desiderati e, successivamente, selezionare *Sizing*. Si aprirà quindi un pannello nella parte inferiore sinistra dell'interfaccia, all'interno del quale è possibile configurare i parametri della griglia.



Sebbene sia possibile definire la griglia specificando direttamente la dimensione degli elementi, è raccomandato utilizzare l'opzione *Number of Divisions*, che consente

di ottenere una discretizzazione più fine o più grossolana, a seconda della risoluzione desiderata.

Si consiglia, inoltre, di fare doppio clic sull'impostazione *Behavior* fino a che compare l'opzione *Hard*, e di impostare *Capture Curvature* su *No*. Tali configurazioni devono essere applicate a tutte le voci di *Edge Sizing* create.



Nel caso specifico di questo lavoro di tesi, non è stato necessario raffinare la griglia in prossimità delle pareti per risolvere lo strato limite, che risulta assente, poiché la simulazione è stata condotta utilizzando un modello di fluido inviscido. Qualora fosse stato necessario, si sarebbe potuta attivare l'opzione *Bias Type* e selezionare un metodo di biasing appropriato, così da raffinare la griglia in prossimità di determinati bordi mediante un *Growth Rate* opportuno.

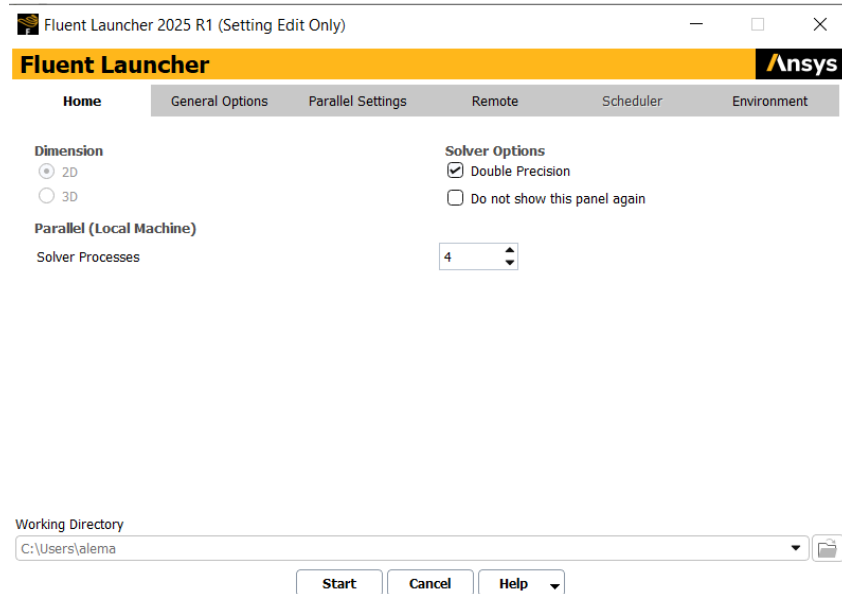
Una volta completata la generazione della griglia, è possibile ispezionarne le metriche di qualità selezionando *Mesh* nel menu *Outline* e scegliendo l'indicatore desiderato dalla sezione *Display*.

Prima di chiudere il modulo *Mesh*, è consigliato assegnare dei nomi ai bordi del dominio, cliccando con il tasto destro su *Named Selection* e selezionando i bordi desiderati.

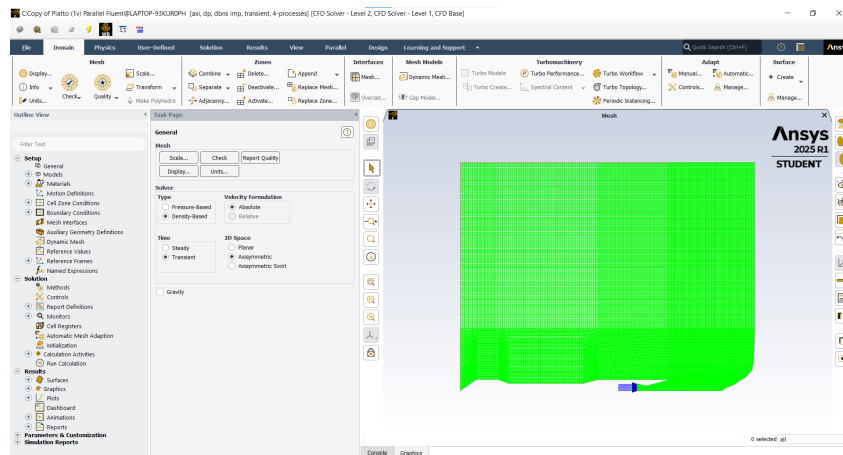
C.2 Impostazione del solutore e configurazione della simulazione in *Fluent*

Completata la fase di generazione della griglia, si chiude il modulo *Meshing* e si fa doppio clic su *Setup* all'interno del flusso di lavoro di *Fluent*. A questo punto, compare una finestra che richiede di specificare il numero di core da utilizzare in

parallelo. Una volta configurata tale impostazione, è sufficiente cliccare su *Start* per avviare l'ambiente *Fluent*.

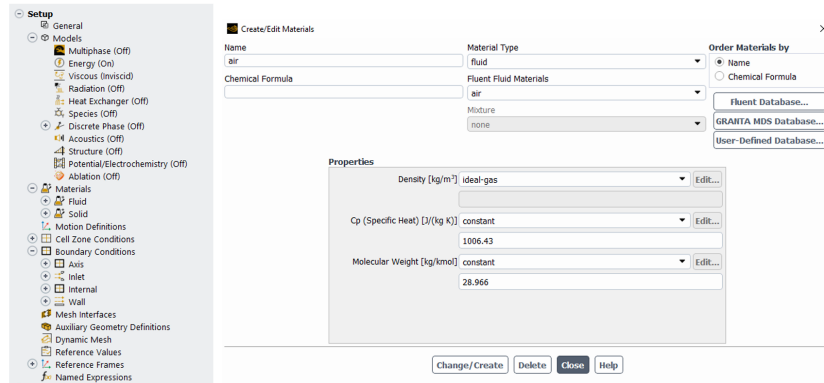


Il primo passo nella *Outline View* consiste nella selezione del solutore *Density-Based* e nell'attivazione dell'opzione *Axisymmetric*. Nella presente tesi è stato adottato un modello *Transient* di iterazioni.



Successivamente, si fa doppio clic sulla voce *Energy* nel menu e la si imposta su *Yes*, in modo da includere l'equazione di conservazione dell'energia nella simulazione. Nello studio qui presentato il flusso è stato considerato *Inviscid* e non è stato attivato alcun modello turbolento, sebbene in questa fase sia possibile selezionare un modello di turbolenza.

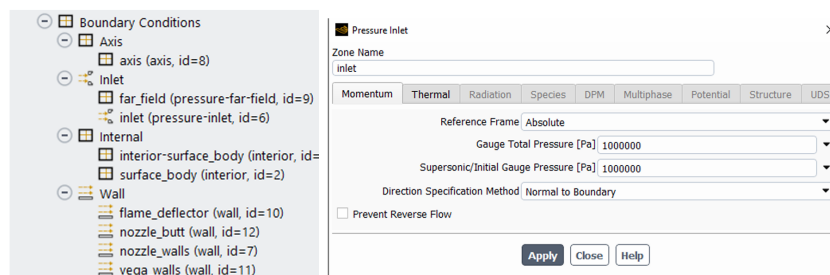
Si procede quindi a cliccare *Materials > Fluid > Air*. Nella finestra delle proprietà occorre impostare il modello di densità su *Ideal-gas*.



C.3 Condizioni al contorno

Alcune condizioni possono risultare già definite correttamente, grazie alla precedente assegnazione dei nomi ai bordi. Per modificarle, ad esempio quelle di ingresso, è sufficiente fare doppio clic sulla voce *Inlet*. Prima di procedere, occorre cliccare con il tasto destro sulla stessa voce e impostarne il tipo su *Pressure Inlet*. E' quindi possibile definire i valori di pressione totale, pressione statica e temperatura di ingresso nella finestra delle proprietà.

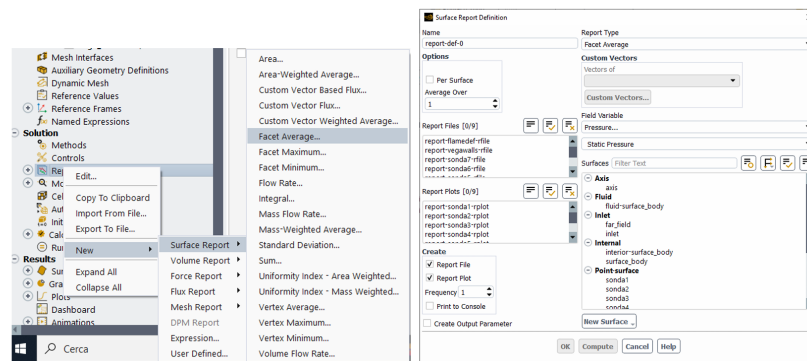
In maniera analoga, si imposta il tipo su *Pressure Far Field*, specificando le corrispondenti condizioni di pressione al contorno, cliccando con il tasto destro sul contorno *Farfield*. Si raccomanda l'imposizione di un numero di Mach piccolo, ma non nullo (ad esempio $M = 0,01$).



C.4 Sonde e monitoraggio dei dati

A questo punto, è possibile inserire delle sonde in punti specifici, per registrare i dati durante la simulazione. Per farlo, occorre cliccare, con il tasto destro, su *Report*

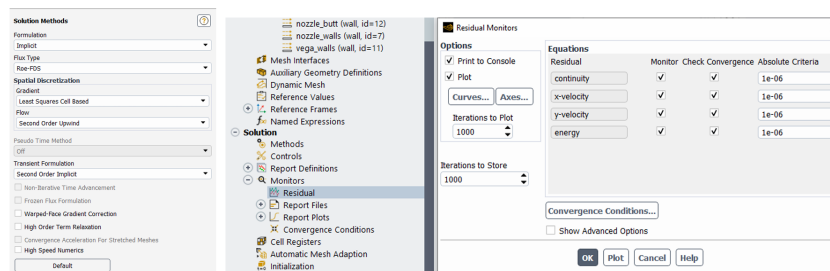
Definitions > New > Surface Reports > Facet Average. Nella finestra che compare è possibile assegnare un nome al report, selezionare una superficie già esistente, oppure crearne una nuova (ad esempio una sonda puntuale) tramite l'opzione *New Surface*. Successivamente, si sceglie la grandezza fisica di interesse e si conferma con *OK*.



C.5 Methods e Controls

Facendo doppio clic sulla voce *Methods* è possibile selezionare gli schemi di discretizzazione spaziale e temporale desiderati. Successivamente, dal menu *Controls*, si può regolare il numero di *CFL* in funzione delle esigenze della simulazione.

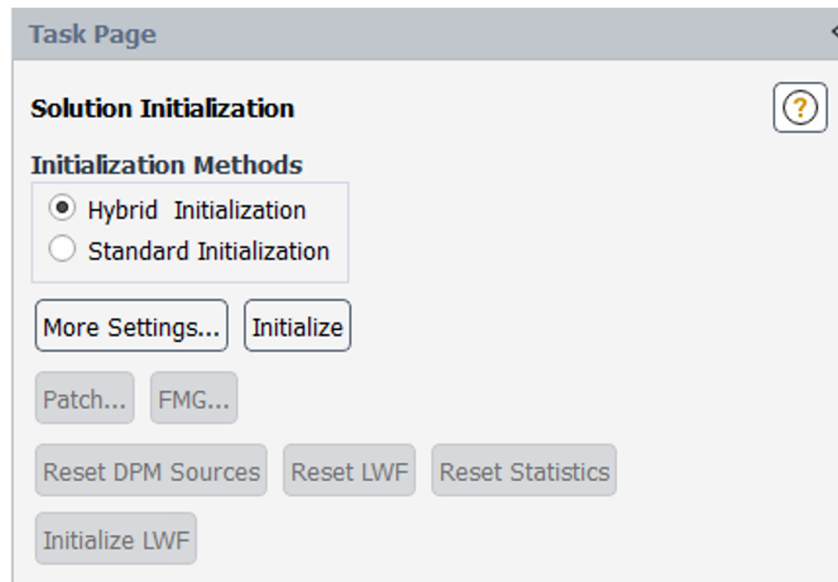
In *Monitors*, cliccando su *Residuals*, si possono impostare i criteri di convergenza. Per garantire un'adeguata accuratezza della soluzione, si consiglia di impostare un valore di 10^{-6} .



C.6 Inizializzazione ed esecuzione della simulazione

Per inizializzare la simulazione, è necessario fare doppio clic sulla voce *Initialization*, selezionare l'opzione *Hybrid Initialization* e cliccare su *Initialize*. Questo metodo

consente di inizializzare il campo di flusso sulla base di tutte le condizioni al contorno, piuttosto che esclusivamente a partire dall'ingresso, garantendo una maggiore stabilità numerica. Successivamente, facendo doppio clic su *Run Calculation*, è



possibile specificare il numero di *Time Steps*, la loro dimensione temporale e il numero massimo di iterazioni consentite per ciascun passo temporale. Si raccomanda di abilitare l'opzione *Data Sampling for Time Statistics*, in modo da indurre *Fluenta* salvare le grandezze mediate nel tempo. Se si desidera salvare automaticamente i risultati a intervalli prestabiliti, si apre la voce *Autosave* all'interno di *Calculation Activities* e si configura la frequenza di salvataggio. I file generati vengono archiviati nel percorso *Simulation Name files > dp0 > FFF > Fluent* e possono essere ricaricati al termine della simulazione, per estrarre i risultati in corrispondenza di istanti temporali specifici. cliccare su *Calculate* per avviare la simulazione.

Task Page

Run Calculation

?

Check Case...

Preview Mesh Motion...

Time Advancement

Type

Fixed

Method

User-Specified

Parameters

Number of Time Steps

4000

Time Step Size [s]

5e-06

Max Iterations/Time Step

70

Reporting Interval

10

Profile Update Interval

10

Options

☐ Extrapolate Variables

☐ Report Simulation Status

Solution Processing

Statistics


☐ Data Sampling for Time Statistics

Data File Quantities...

Solution Advancement

Calculate

97

 Autosave ✕

Save Data File Every ▲▼ Time Steps ▼

Data File Quantities...

Save Associated Case Files

☐ Only if Modified
☒ Each Time

File Storage Options

☐ Retain Only the Most Recent Files
Maximum Number of Data Files ▲▼
Only Associated Case Files are Retained

Append File Name with flow-time ▼

Decimal Places in File Name ▲▼

OK Cancel Help

Bibliografia

- [1] European Space Agency, “Vega-c features,” 2019. Accessed: 2025-09-05.
- [2] European Space Agency, “Vega evolution,” 2022. ESA Multimedia, ESA Standard Licence. Image ID 469782. Accessed: 2025-09-05.
- [3] European Space Agency, “Vega launch vehicle factsheet.” https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Vega/Factsheet, 2016. ESA factsheet.
- [4] European Space Agency, “The vega stages.” https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Vega/The_Vega_stages, 2014. ESA page.
- [5] G. P. Sutton and O. Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*. Hoboken, NJ: Wiley, 9 ed., 2017.
- [6] A. Aziz, H. Jahangirian, H. B. Tabrizi, and M. M. Hadavi, “Review on typical ingredients for ammonium perchlorate based solid propellant,” *ARPJN Journal of Engineering and Applied Sciences*, vol. 10, no. 15, pp. 6188–6192, 2015.
- [7] R. Barbera and S. Bianchi, “Vega: The European small-launcher programme,” *ESA Bulletin*, pp. 64–70, Feb 2002.
- [8] P. Roncioni, P. L. Vitagliano, F. De Gregorio, F. Paglia, and C. Milana, “Aero-database of Vega-C Launcher Development and Integration,” in *8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS)*, (Madrid, Spain), 2019.
- [9] D. Liuzzi, M. Rudnykh, D. Drigo, and N. Ierardo, “Architecture Trade-Off for the Vega-E Upper Stage LOX/CH₄ Engine,” in *7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS)*, (Milan, Italy), 2017.
- [10] Avio S.p.A., “Vega E: successo per il test del motore M10 a metano.” Press release, Avio.com, May 2022. URL: <http://www.avio.com/it/comunicati-stampa/vega-successo-test-del-motore-m10-metano>.
- [11] European Space Agency, “P160C fires up successfully, a new chapter for Ariane 6 and Vega launchers.” ESA Press Release no. 21-2025, April 2025. URL: https://www.esa.int/Newsroom/Press_Releases/P160C_fires_up_successfully.
- [12] European Space Agency, “Vega launch site (elv) and operations.” https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Vega/Vega_launch_site, 2016. ESA page.

- [13] C. P. Lubert, N. E. Murray, and J. H. Blaisdell, “Supersonic jet noise from launch vehicles: 50 years since nasa sp-8072,” *The Journal of the Acoustical Society of America*, vol. 151, no. 2, pp. 752–791, 2022.
- [14] K. M. Eldred, “Acoustic loads generated by the propulsion systems,” Tech. Rep. NASA SP-8072, NASA, 1971. Classic reference on launch acoustic environments.
- [15] K. M. Eldred, *Acoustic Loads Generated by the Propulsion System*. NASA SP-8072, NASA, 1971.
- [16] G. D. Posta, E. Martelli, and F. Buffè, “Numerical investigation on the acoustic emissions of a supersonic impinging jet and model-scale flame deflector,” *Computers & Fluids*, vol. 262, p. 105718, 2023.
- [17] C. K. W. Tam, “Supersonic jet noise,” *AIAA Journal*, vol. 33, no. 10, pp. 1779–1786, 1995.
- [18] C. K. W. Tam and H. K. Tanna, “Shock associated noise of supersonic jets from convergent–divergent nozzles,” *Journal of Sound and Vibration*, vol. 81, no. 3, pp. 337–358, 1982.
- [19] T. Nonomura, Y. Goto, and K. Fujii, “Aeroacoustic waves generated from a supersonic jet impinging on an inclined flat plate,” *International Journal of Aeroacoustics*, vol. 10, no. 4, pp. 401–425, 2011.
- [20] P. Jordan and T. Colonius, “Wave packets and turbulent jet noise,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, vol. 45, pp. 173–195, 2013.
- [21] A. Powell, “On the mechanism of choked jet noise,” *Proceedings of the Physical Society. Section B*, vol. 66, no. 12, pp. 1039–1056, 1953.
- [22] M. Varé and C. Bogey, “Flow and acoustic fields of rocket jets impinging on a perforated plate,” *AIAA Journal*, pp. 1–14, 2022.
- [23] P. D. Welch, “The use of fast fourier transform for the estimation of power spectra: A method based on time averaging over short, modified periodograms,” *IEEE Transactions on Audio and Electroacoustics*, vol. 15, no. 2, pp. 70–73, 1967.
- [24] C. Torrence and G. P. Compo, “A practical guide to wavelet analysis,” *Bulletin of the American Meteorological Society*, vol. 79, no. 1, pp. 61–78, 1998.
- [25] D. Gabor, “Theory of communication,” *Journal of the Institution of Electrical Engineers - Part III: Radio and Communication Engineering*, vol. 93, no. 26, pp. 429–457, 1946.
- [26] L. Cohen, “Time-frequency distributions—a review,” *Proceedings of the IEEE*, vol. 77, no. 7, pp. 941–981, 1989.
- [27] M. Farge, “Wavelet transforms and their applications to turbulence,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, vol. 24, pp. 395–457, 1992.
- [28] A. V. Oppenheim and R. W. Schaffer, *Discrete-Time Signal Processing*. Prentice Hall, 2nd ed., 1999.
- [29] J. S. Bendat and A. G. Piersol, *Random Data: Analysis and Measurement Procedures*. Wiley, 4th ed., 2010.

- [30] R. Camussi and C. Meloni, "Time-frequency analysis of supersonic jet noise via wavelet transform," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 491, p. 115741, 2021.
- [31] J. D. Anderson, *Modern Compressible Flow: With Historical Perspective*. McGraw-Hill, 3rd ed., 2003.
- [32] P. G. Hill, "Structure of jet exhaust plumes at high pressure ratios," *Journal of the Aeronautical Sciences*, vol. 20, no. 6, pp. 419–428, 1953.
- [33] J. M. Seiner, "Dynamics of supersonic jet noise," *AIAA Journal*, vol. 22, no. 7, pp. 920–927, 1984.
- [34] V. L. Pisacane, *Spacecraft Environments and Systems*. Boca Raton, FL: CRC Press, 2008. Un testo completo che descrive l'ambiente di lancio e i suoi effetti sui sistemi spaziali.
- [35] NASA Technical Standards Program, "Payload vibroacoustic test criteria," Tech. Rep. NASA-STD-7001B, National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C., April 2014. Lo standard di riferimento per la qualifica dei payload all'ambiente di lancio.
- [36] M. J. Williamson, "An overview of satellite failures," *Acta Astronautica*, vol. 58, no. 10, pp. 567–575, 2006. Fornisce una rassegna statistica delle cause di fallimento dei satelliti, supportando l'idea che la fase di lancio sia critica.
- [37] National Research Council, "Reducing space mission cost," tech. rep., The National Academies Press, Washington, D.C., 1998. Report autorevole che discute le cause dei costi e dei fallimenti delle missioni, inclusi i dati statistici sull'ambiente di lancio.
- [38] C. M. A. Vasques and J. R. F. Arruda, "Vibro-acoustic analysis of spacecraft components: a review," *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, vol. 28, no. 4, pp. 457–473, 2006. Review scientifica sulle tecniche di analisi degli effetti vibro-acustici su componenti specifici, come le ottiche.
- [39] R. N. Tedrick and W. D. Dorland, "Acoustic and aerodynamic characteristics of a 1/20-scale saturn v launch vehicle and deflector system," Tech. Rep. NASA-TM-X-1077, National Aeronautics and Space Administration, 1965. Uno studio classico della NASA che analizza l'acustica del Saturn V, confrontando diversi design di deflettori e mostrando come la geometria influenzi la propagazione del rumore.
- [40] J. Counter and S. Ragab, "Computational fluid dynamics investigation of launch pad flame trench designs," in *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, no. AIAA 2015-1087, 2015. Questo paper di ricerca usa la CFD per confrontare diverse geometrie di trincee di fiamma, evidenziando come i design piatti possano portare a un'interazione del getto più turbolenta e a onde d'urto non ottimali.
- [41] T. Nonomura, A. Oyama, K. Asai, and K. Fujii, "Mechanism of acoustic waves generated from a supersonic jet impinging on an inclined flat plate," *Physics of Fluids*, vol. 26, no. 6, p. 066101, 2014. Un'analisi dettagliata del meccanismo fisico di generazione del suono quando un getto supersonico (come quello di

- un razzo) impatta una superficie piana, spiegando la formazione delle onde di pressione.
- [42] K. K. Ahuja and W. H. Brown, “Flow and noise characteristics of a supersonic jet impinging on an inclined flat plate,” *AIAA Journal*, vol. 21, no. 4, pp. 477–485, 1983.
 - [43] J. M. Seiner and T. D. Norum, “Noise from the interaction of a supersonic jet with a ground plane,” tech. rep., NASA Langley Research Center, Hampton, VA, USA, 1980.
 - [44] B. S. Henderson, *Aeroacoustics of a Supersonic Jet Impinging on a Canted Deck*. Ph.d. thesis, The Pennsylvania State University, 2006.
 - [45] NASA, “Acoustic noise requirement.” NASA Lessons Learned (LLIS), Lesson #787. Accessed: 12 ottobre 2025.
 - [46] C. Bogey and C. Bailly, “An analysis of the radiated sound of high-speed jets,” *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 583, pp. 71–97, 2007.
 - [47] ANSYS Inc., *ANSYS Fluent Theory Guide*, 2025. Release 2025 R1, Canonsburg, PA.
 - [48] The MathWorks Inc., *MATLAB R2023b Documentation*. Natick, Massachusetts, 2023.
 - [49] T. Poinso and D. Veynante, *Theoretical and Numerical Combustion*. RT Edwards, 2nd ed., 2005.
 - [50] J. H. Ferziger and M. Peric, *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Springer, 3rd ed., 2002.
 - [51] P. L. Roe, “Approximate riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes,” *Journal of Computational Physics*, vol. 43, no. 2, pp. 357–372, 1981.
 - [52] G. S. Settles, *Schlieren and Shadowgraph Techniques: Visualizing Phenomena in Transparent Media*. Springer, 2001.
 - [53] C. L. Morfey, *Noise Sources in Turbulent Shear Flows: Fundamentals and Applications*. Cambridge University Press, 2001.
 - [54] C. Torrence and G. P. Compo, “A practical guide to wavelet analysis,” *Bulletin of the American Meteorological Society*, vol. 79, no. 1, pp. 61–78, 1998.