

POLITECNICO DI MILANO
FACOLTÀ DI INGEGNERIA INDUSTRIALE

Corso di Laurea in
Ingegneria Meccanica



RICONOSCIMENTO OLOACUSTICO
DI EVENTI AEROPORTUALI

Relatore: **Prof. Giovanni MOSCHIONI**

Co-relatore: **Prof. Marco TARABINI**

Tesi di Laurea di:

Daide BIANCHI
Matricola N. 735868

Anno Accademico 2011-2012

Indice Generale

1	Introduzione e stato dell'arte.....	9
1.1	Decollo, atterraggio e thrust reverse.....	9
1.1.1	Decollo.....	9
1.1.2	Atterraggio.....	10
1.1.3	Thrust reverse.....	12
1.2	Il rumore durante gli eventi aeroportuali.....	15
1.2.1	Rumore generato durante il decollo.....	17
1.2.2	Rumore generato durante l'atterraggio.....	18
1.2.3	Reverse thrust noise.....	21
1.2.4	Trasmissione del rumore dalla sorgente al punto di misura.....	21
1.3	Stato dell'arte.....	29
1.3.1	Classificazione di eventi.....	29
1.3.2	Reverse thrust noise.....	31
1.4	Schema del lavoro di tesi.....	33
2	Identificazione automatica degli eventi.....	35
2.1	Modello acustico.....	35
2.2	Descrizione dei parametri connessi con la pressione sonora.....	36
2.2.1	Curvatura del picco di livello di pressione sonora.....	37
2.2.2	Potenza in banda sul secondo picco del livello di pressione sonora.....	37
2.2.3	Armoniche dello spettro.....	38
2.2.4	Pattern nello spettrogramma.....	38
2.2.5	Pattern nel cepstrum.....	39
2.3	Determinazione dei parametri connessi con la pressione sonora.....	40
2.3.1	Curvatura del picco di livello di pressione sonora.....	40
2.3.2	Valutazione della potenza in banda sul secondo picco del livello di pressione sonora.....	42
2.3.3	Rilevamento armoniche nello spettro.....	43
2.3.4	Riconoscimento di pattern nello spettrogramma.....	45
2.3.5	Isolamento di pattern nel cepstrum.....	49
2.4	Descrizione dei parametri connessi con l'intensità nelle direzioni cartesiane.....	51
2.4.1	Intensità ed angolo sul piano verticale.....	53
2.4.2	Tempo di attraversamento dell'ingresso della pista.....	53
2.4.3	Intensità globale.....	54
2.4.4	Velocità angolare sul piano orizzontale.....	54
2.4.5	Potenza acustica.....	54
2.4.6	Posizione, velocità ed accelerazione rettilinee.....	55
2.5	Determinazione dei parametri connessi con l'intensità nelle direzioni cartesiane..	56
2.5.1	Calcolo dell'intensità e dell'angolo sul piano verticale.....	59
2.5.2	Tempo di attraversamento dell'ingresso della pista.....	60
2.5.3	Rilevamento della massima intensità globale al passaggio.....	61
2.5.4	Valutazione della velocità angolare sul piano orizzontale.....	61

2.5.5	Potenza acustica	61
2.5.6	Approssimazione della posizione, velocità ed accelerazione rettilinea ..	63
3	Analisi sperimentali.....	67
3.1	Sviluppo del programma ed analisi dei dati	71
3.2	Calibrazione e conversione.....	72
3.3	Analizzatore di pressione e test	73
3.4	Analizzatore di intensità e test.....	77
4	Misure.....	85
4.1	Pressione.....	85
4.1.1	Curvatura del picco di livello di pressione sonora	85
4.1.2	Potenza in banda sul secondo picco della curva dell'SPL	86
4.1.3	Armoniche nello spettro	88
4.1.4	Pattern nello spettrogramma	91
4.1.5	Pattern nel cepstrum	94
4.2	Intensità.....	96
4.2.1	Intensità ed angolo sul piano verticale	96
4.2.2	Tempo di attraversamento dell'ingresso della pista.....	97
4.2.3	Intensità globale	98
4.2.4	Velocità angolare sul piano orizzontale	99
4.2.5	Potenza acustica	100
4.2.6	Posizione, velocità ed accelerazione rettilinee.....	100
5	Risultati	102
5.1	Pressione.....	103
5.1.1	Decolli	103
5.1.2	Atterraggi	105
5.1.3	Discussione	106
5.2	Intensità.....	109
5.2.1	Decolli	109
5.2.2	Atterraggi	111
5.2.3	Discussione	112
5.3	Identificazione automatica degli eventi	116
5.3.1	Pressione	116
5.3.2	Intensità	117
5.3.3	Tabella riassuntiva	119
6	Conclusioni (bozza).....	121
	Appendice.....	123
	Il suono	123
	Onde sferiche.....	123
	Pressione acustica.....	123
	Intensità acustica	125
	Proprietà fisiche.....	133

Interferenza.....	133
Proprietà psico – acustiche.....	134
Bibliografia.....	136

Elenco delle figure

Figura 1 : Schema dell'effetto suolo (aeronautico).....	11
Figura 2 : Motore turboelica di un Lockheed C-130.....	13
Figura 3 : Schema del flusso durante condizioni di funzionamento normali e con inversore .	13
Figura 4 : Tipologie di inversori di spinta per motori turbofan	14
Figura 5 : Parametri termoacustici rilevanti nella camera di combustione di propulsori	16
Figura 6 : Esempio di componenti buzz-saw e tono di rotazione dei motori.....	18
Figura 7 : Spettrogramma del rumore di un aereo	19
Figura 8 : Schema della generazione di rumore a causa di cavità sull'aereo	20
Figura 9 : Rumore prodotto all'atterraggio privo di schema di interferenza	20
Figura 10 : Variazione di frequenza del rumore provocato dai motori di un aereo	24
Figura 11 : Riflessione e rifrazione delle onde sonore in un mezzo	25
Figura 12 : Propagazione sonora da una sorgente puntiforme ad un ricevitore posto a terra ..	25
Figura 13 : Planimetria dell'aeroporto di Malpensa	27
Figura 14 : Schematizzazione dello strato limite dell'atmosfera.....	27
Figura 15 : Effetto del vento sulla radiazione acustica di una sorgente.....	28
Figura 16 : Modello acustico.....	35
Figura 17 : Schema dell'accelerazione dell'aereo lungo la pista	35
Figura 18 : Schema dell'atterraggio di un aereo	36
Figura 19 : Spettrogramma del decollo di un aereo	39
Figura 20 : RMS mobile mediato.....	40
Figura 21 : Esempio di identificazione dei picchi di SPL.....	41
Figura 22 : Sequenza detrend	43
Figura 23 : Schema rilevamento dei picchi nello spettro	44
Figura 24 : Schema di calcolo della STFT	46
Figura 25 : Isolamento del pattern a partire dal punto di massimo	47
Figura 26 : Schema del metodo di rilevamento delle frequenze di interesse	50
Figura 27 : Schema delle analisi relative all'intensità sonora	52
Figura 28 : Schema dello strumento virtuale	58
Figura 29 : Schema dell'algoritmo per identificare l'intervallo di tempo di indagine	59
Figura 30 : Identificazione della distanza	61
Figura 31 : Relazione di Hopkins e Stryker	63
Figura 32 : Schema degli strumenti virtuali preposti all'approssimazione.....	65
Figura 33 : Schema per determinare l'evento dalla curvatura dell'approssimazione	65
Figura 34 : Schema dell'aeroporto di Malpensa	67
Figura 35 : Direzioni delle piste dell'Aeroporto di Malpensa	68
Figura 36 : Pista d'atterraggio 35-R e riferimento cartesiano adottato per le misurazioni.....	69
Figura 37 : Sonda di misurazione dell'intensità con copertura protettiva	69
Figura 38 : Particolare della sonda 3D che mostra le 3 coppie di microfoni	70
Figura 39 : Flusso dei dati e strumenti virtuali LabView®	71
Figura 40 : VI preposto all'analisi dell'SPL	73
Figura 41 : Sub-VI preposto all'estrazione delle caratteristiche relative all'SPL	74
Figura 42 : VI per la ricerca delle componenti armoniche nello spettro del segnale.....	74
Figura 43 : Calcolo della STFT e Cepstrum	74

Figura 44 : VI preposto all'indagine della STFT	75
Figura 45 : Metodo di ricerca di pattern nello spettrogramma.....	75
Figura 46 : Test di accettabilità del pattern mediante valutazione della lunghezza dei trend..	75
Figura 47 : VI per la ricerca degli schemi nel cepstrum	76
Figura 48 : Particolare del Sub-VI di ricerca del pattern del cepstrogramma.....	76
Figura 49 : VI destinato alla riproduzione audio di un selezionabile canale della sonda	76
Figura 50 : Block diagram generale della parte di test in intensità	77
Figura 51 : Sub-VI per il calcolo dell'evoluzione dell'intensità nel tempo	78
Figura 52 : Schema del selettore per la visualizzazione del piano di osservazione	78
Figura 53 : Esempio di traiettoria acustica.....	79
Figura 54 : Schema del calcolo del modello di propagazione sferica.....	79
Figura 55 : Schema complessivo delle analisi inerenti l'intensità.....	80
Figura 56 : Parte di strumento virtuale destinato ai test e all'esportazione dati	80
Figura 57 : Riconoscimento dell'intensità secondo planimetria aeroporto	81
Figura 58 : Sub-VI preposto al controllo dell'aerea di provenienza del suono	81
Figura 59 : Dettagli del Sub-VI per determinare il transito	81
Figura 60 : Sub-VI per la determinazione del tempo di attraversamento	82
Figura 61 : Sub-VI per il calcolo della regione di anticipo.....	82
Figura 62 : VI destinato alla determinazione della posizione lungo la pista.....	83
Figura 63 : VI destinato all'esecuzione dell'approssimazione polinomiale.....	84
Figura 64 : Parte di Sub-VI per la stima della posizione, velocità ed accelerazione	84
Figura 65 : Grafico del segnale e dell'RMS viaggiante della registrazione di un decollo	85
Figura 66 : Grafico del segnale e dell'RMS viaggiante di un atterraggio	86
Figura 67 : Grafico del segnale e dell'RMS viaggiante di un atterraggio con TR	87
Figura 68 : Dettaglio dello spettro di frequenze (senza filtro passa basso) prodotto dal RTN	87
Figura 69 : Decollo - esempio grafico del risultato di ricerca automatico	88
Figura 70 : Rappresentazione grafica della spaziatura tra i picchi.....	89
Figura 71 : Decollo - esempio grafico del risultato di ricerca automatico	89
Figura 72 : Rappresentazione grafica della spaziatura tra i picchi.....	90
Figura 73 : Atterraggio - esempio grafico del risultato di ricerca automatico	90
Figura 74 : Rappresentazione grafica della spaziatura tra i picchi.....	91
Figura 75 : Confronto tra spettrogramma completo.....	92
Figura 76 : Confronto tra punti di massimo isolati nello spettrogramma	92
Figura 77 : Pattern isolato per un decollo	93
Figura 78 : estensione dei trend crescenti identificati nel pattern	93
Figura 79 : Confronto tra il cepstrum.....	94
Figura 80 : Decollo - evoluzione temporale della quefrenza	95
Figura 81 : Risultato del riconoscimento di pattern nel cepstrum.....	95
Figura 82 : Decollo - evoluzione temporale della quefrenza	96
Figura 83 : Intervallo di variazione dell'angolo sul piano orizzontale	97
Figura 84 : Esempi di variazione di angolo.....	98
Figura 85 : Intensità sonora nelle tre direzioni e risultante	98
Figura 86: Confronto velocità angolare nell'intorno del passaggio davanti ai microfoni	99
Figura 87 : Confronto tra livello di potenza della sorgente e pressione misurata	100
Figura 88 : Stima della posizione dell'aereo lungo la pista.....	101

Figura 89 : Variazione della velocità rettilinea sulla pista	101
Figura 90 : Grafico di confronto tra CDF del numero di picchi di SPL	106
Figura 91 : Grafico di confronto tra CDF della concavità dell'SPL	107
Figura 92 : Grafico di confronto tra CDF dell'estensione del tono dei propulsori.....	107
Figura 93 : Grafico di confronto tra CDF di quefrenze.....	108
Figura 94 : Grafico di confronto tra CDF degli scarti tipo sui Δf	108
Figura 95 : Grafico di confronto tra CDF del tempo del primo tratto di pista.....	113
Figura 96 : Grafico di confronto tra CDF dell'intensità globale.....	113
Figura 97 : Grafico di confronto tra CDF dell'intensità e dell'angolo sull'asse verticale	114
Figura 98 : Grafico di confronto tra CDF della velocità angolare	114
Figura 99 : Grafico di confronto tra CDF della velocità rettilinea media	115
Figura 100 : Grafico di confronto tra CDF della curvatura.....	115
Figura 101 : Errore dovuto all'approssimazione in differenza finita.....	130
Figura 102 : Campo acustico in cui è posta in evidenza l'interferenza	134

1 Introduzione e stato dell'arte

Nell'ambito del trasporto aereo le fasi che rappresentano la maggiore fonte di disturbo dal punto di vista acustico sono il decollo e l'atterraggio, nel primo caso l'intervallo di interesse è compreso tra il momento in cui l'aeroplano avvia il rullaggio sulla pista fino all'inizio della salita, mentre nel secondo l'intervallo va dall'istante in cui l'aereo tocca la pista alla fase di arresto. In fase di atterraggio un problema particolarmente rilevante è dato dal rumore provocato dall'inversore di spinta (*Reverse Thrust Noise*, RTN).

Scopo del presente lavoro di tesi è la descrizione di metodi per l'identificazione di eventi in ambiente aeroportuale - decolli, atterraggi e utilizzo dell'inversione di spinta – basandosi su parametri acustici derivati dalla pressione e dall'intensità sonora. Può succedere di dover effettuare delle rilevazioni del rumore prodotto dagli aeromobili e si potrebbe non avere la possibilità di sincronizzare la strumentazione di misura con i sistemi radar dell'aeroporto; in questo contesto il presente studio può costituire un elemento fondamentale per effettuare la distinzione dei soli eventi di interesse, in modo autonomo.

1.1 Decollo, atterraggio e thrust reverse

1.1.1 Decollo

Le ali degli aerei sono la parte distintiva di questi mezzi di trasporto perché la capacità di alzarsi in volo è garantita dal gradiente di pressione che si forma sulla sezione trasversale del profilo alare. I propulsori permettono che nasca un moto relativo tra l'aereo e l'aria, la quale accelera lungo il dorso dell'ala e decelera lungo il ventre, in questo modo si formano contemporaneamente una depressione al di sopra e un aumento di pressione al di sotto.

A partire dal momento in cui l'aereo lascia il piazzale di sosta il pilota percorre le vie di rullaggio che conducono ad una delle testate della pista; a questo punto le situazioni possono essere due: il traffico è minimo e il pilota riceve l'autorizzazione al decollo (*clearance*) prima di entrare in pista e può immediatamente accelerare, altrimenti l'aereo rimane in attesa sulla via di rullaggio prima di iniziare la corsa.

Normalmente la procedura di decollo percorre le seguenti fasi:

- condizione statica o di avanzamento ridotto (*rolling*) con motore al minimo (*idle*)
- lancio dei propulsori (circa 40 % della velocità di rotazione massima)
- stabilizzazione dei motori per un tempo di circa 2 secondi
- aumento della potenza fino alla spinta massima

Generalmente un aereo di medie dimensioni è pronto all'involo alla velocità di circa 80 m/s. Tipicamente il valore è influenzato dalle condizioni atmosferiche e, per evitare che delle folate di vento possano ridurre bruscamente la portanza in fase di salita, la pista viene percorsa per un tratto molto esteso, fino a raggiungere velocità superiori alla minima necessaria.

Per motivi di sicurezza l'involo deve avvenire entro un determinato limite poiché, qualora si verificasse un'avaria, deve essere disponibile spazio sufficiente all'arresto del mezzo.

1.1.2 Atterraggio

La procedura di atterraggio si compone di tre fasi sequenziali:

- tratto in volo
- tratto a terra
- decelerazione

Rispetto al volo, durante la fase di atterraggio l'aeroplano riduce gradualmente la quota, percorrendo tipicamente una traiettoria rettilinea inclinata di circa 3° rispetto all'orizzonte; durante questa procedura, nella maggior parte dei casi, viene seguita una traiettoria predefinita, chiamata radiosentiero, che guida l'aereo fino al suolo (ILS¹).

L'angolo di discesa è regolato affinché il velivolo possa atterrare con i motori al minimo o persino planare a motori spenti. La velocità di avvicinamento richiesta è infatti solamente il 30 % in più rispetto a quella di stallo in fase di atterraggio. Oltre alla riduzione della quantità di sostanze inquinanti, una spinta ridotta a bassa quota è volta a ridurre lo stress acustico a cui sono sottoposte le comunità risiedenti nella zona. In fase di atterraggio vengono comunque raggiunte velocità superiori rispetto a quelle che si hanno al decollo, intorno ai 100 m/s.

¹ Instrument Landing System, è un sistema radio di terra e di bordo che guida automaticamente l'aereo nella fase di avvicinamento verso la pista regolando altezza, angolo di discesa e allineamento.

Durante la discesa vengono estesi i flap, espansioni regolabili delle ali che, aumentando l'angolo di deflessione, ne incrementano la portanza.

In questa parte entra in gioco l'*effetto suolo*, che descrive l'aumento di portanza e diminuzione di resistenza che si verifica quando un aereo si trova all'altezza dal suolo pari circa alla lunghezza dell'ala. È responsabile del galleggiamento dell'aereo durante la fase di atterraggio in modo direttamente proporzionale alla consistenza del terreno e alla quota dal suolo. Il terreno interrompe i vortici presenti sulle estremità delle ali formando una sorta di cuscino d'aria che contribuisce alla portanza del velivolo; la spinta dei motori viene ridotta ed il rumore parzialmente attenuato.

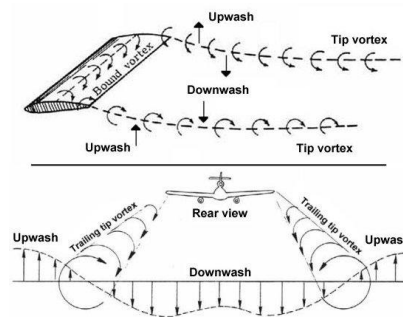


Figura 1 : Schema dell'effetto suolo (aeronautico)

Nel passaggio alla fase successiva viene effettuata una manovra di collegamento (chiamata *flare*), mediante la quale la prua dell'aeroplano viene richiamata e la velocità ulteriormente ridotta; questa costituisce la velocità d'impatto con il suolo, ovvero il punto in cui il carrello principale entra in contatto con la pista (*touchdown*). Tale velocità viene comunque calcolata in base al peso dell'aereo, del combustibile e del carico.

Successivamente il carrello di prua viene abbassato e portato anch'esso a contatto col suolo, questa è un'operazione che si deve svolgere in tempi brevi, poiché una pista è generalmente lunga 4 km e gli aerei di dimensioni medio-grandi, come i Boeing 737, iniziano il rullaggio² a velocità fino a 100 m/s [1]. Tra l'altro, questa velocità è correlata in parte alle condizioni atmosferiche, in particolare al vento, rendendo necessario che, qualora presente, soffi a proravia per incrementare la resistenza aerodinamica e quindi ridurre lo spazio di arresto.

² Movimento in cui tutte le ruote dell'aereo sono a contatto con la pista, in decollo o in atterraggio.

Una volta che l'aereo è entrato in contatto con la pista attraverso i carrelli posteriori ed il carrello di prua vengono azionati dapprima gli spoiler sulle ali (aerofreni) e successivamente i freni a disco. Tutti questi dispositivi potrebbero comunque non essere ancora sufficienti ad arrestare il veicolo entro i termini imposti, richiedendo pertanto un surplus di spinta in direzione opposta al moto; questa azione viene espletata dall'inversore di spinta (*thrust reverser*, o TR) previsto nei motori aeronautici. Sarà sempre altamente probabile l'utilizzo di questa tecnica quando la pista è corta e l'aereo pesante, altrimenti, alle volte, l'innescò del TR (innescato entro il primo chilometro dal *touchdown*) rappresenta semplicemente una scelta strategica volta alla riduzione dell'usura dei freni, dell'attrito volvente tra pneumatici e pista (con conseguente limitazione di operazioni di pulizia³) o dello stress acustico.

Quando l'aeroplano atterrato raggiunge la parte terminale della pista, se sono presenti delle abitazioni oltre il perimetro dell'aeroporto in tale direzione, potrebbero esistere dei disturbi (rumore) per la gente che vi abita; viene spesso valutata la possibilità di arrestare l'aeroplano con anticipo mediante un forte intervento dell'inversore di spinta che permette di anticipare l'uscita dell'aereo dalla pista e dirigersi nei sentieri che lo condurranno ai parcheggi. L'impatto acustico dato dall'inversore di spinta sulla storia acustica di un atterraggio è generalmente elevato.

1.1.3 Thrust reverse

I primi sistemi di propulsione aerea dotati di inversore di spinta sono stati introdotti nell'aviazione civile a partire dagli anni '50. Successivamente sono state raffinate le capacità, migliorate le caratteristiche tecniche ma la loro struttura può essere ricondotta alle due classiche macro-categorie di motori: a turboelica e turbofan.

Per i motori turboelica è prevista l'inversione di spinta attraverso la rotazione delle pale rispetto al loro asse, nella fattispecie si ha che la riduzione del loro angolo di attacco provoca un aumento della resistenza aerodinamica e dunque della potenza frenante dell'aereo. Si tratta di una soluzione caratteristica degli aerei più piccoli, che presentano una rumorosità relativamente elevata, ma nei quali è possibile ottenere il miglior effetto frenante.

³ Idrogommatura



Figura 2 : Motore turboelica di un Lockheed C-130

I motori turbofan sono sempre provvisti di una ventola di bypass, sono i più diffusi e dotati di elevati gradi di diluizione (rapporto aria/combusti nella scia di scarico); la gondola racchiude il fan e la rumorosità viene così ridotta.

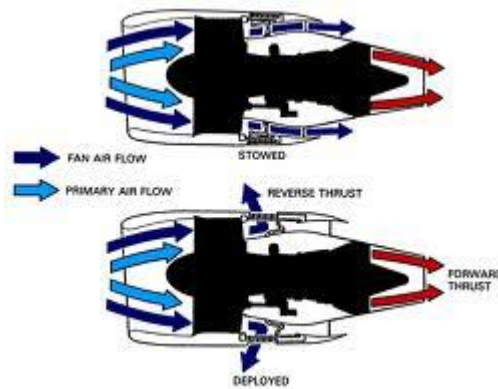


Figura 3 : Schema del flusso durante condizioni di funzionamento normali e con inversore di spinta attivato

Per completezza (ma privo di interesse in questo contesto, visto l'ambiente prettamente civile) si citano i motori a basso grado di diluizione, più caratteristici degli aerei militari, laddove un potente effetto di inversione di spinta è realizzato deviando non solamente la portata di bypass ma anche parte dei gas combusti che attraversano il *core* (cioè il propulsore vero e proprio), causando un rombo estremamente intenso.

Nei propulsori aeronautici attuali il tipo di inversore è riconducibile a due schemi:

- scorrimento del *nacelle*⁴: un organo meccanico inserito nella gondola devia verso l'esterno del motore parte dell'aria di bypass e delle griglie sagomate introducono la deflessione frontale;
- conchiglia esterna: la struttura terminale del motore è parzialmente orientabile, viene aperta in modo tale da costringere il flusso dei gas di scarico in direzione frontale.



Figura 4 : Tipologie di inversori di spinta per motori turbofan, a scorrimento del nacelle (sinistra) e a conchiglia (destra)

Nei motori turbofan il sistema TR fornisce una spinta negativa nella fase di decelerazione del velivolo compresa normalmente tra il 20 e il 70 % della spinta in avanti. Nel primo tratto di pista l'aereo si trova ad una velocità ancora molto elevata e i motori vengono mantenuti a regime per ragioni di sicurezza, in questa parte l'effetto dell'inversore di spinta è maggiore. Nel proseguire la decelerazione la potenza dei motori viene ridotta (e di conseguenza la spinta inversa) anche per evitare che venga aspirato eventuale materiale presente a terra (*FOD*⁵ *ingestion*).

⁴ rivestimento del motore

⁵ foreign object debris

1.2 Il rumore durante gli eventi aeroportuali

Il rumore prodotto dall'aeroplano non è dovuto ad una sorgente dominante ma ad un gran numero di meccanismi competitivi e contemporanei. Se si volesse pertanto attenuare globalmente il rumore provocato da un aereo, si dovrebbe operare simultaneamente su tutte le sorgenti.

Sulla parte inferiore e superiore delle ali dell'aereo si sviluppa lo strato limite; questo genera rumore che, sommato a quello prodotto dal motore, fornisce il contributo udibile maggiore provocato dagli aeroplani nella zona aeroportuale.

Il rumore in banda larga prodotto dalla ventola è generato dall'interazione tra le varie sorgenti di turbolenza presenti all'interno del motore, nonché tra rotore e statore. Studi condotti da Gliebe [2] hanno mostrato che il rumore in banda larga fornisce un importante contributo al disturbo globale percepito al passaggio dei velivoli; questo tipo di rumore nei propulsori è dovuto principalmente alla combustione. Il miglioramento degli impianti di combustione, in particolare le evoluzioni del *liner*⁶, non hanno di fatto ridotto l'emissione acustica. L'efficienza dei motori a getto è determinata dalla temperatura di ingresso in turbina (TIT), il cui aumento è stato perseguito per molti anni. Le dimensioni e le proprietà acustiche della camera di combustione comportano la variazione di impedenza all'uscita influenzando l'entità delle fluttuazioni di pressione. Le proprietà acustiche della linea di adduzione del combustibile determinano le fluttuazioni nel flusso di combustibile agli ugelli, mentre la geometria del combustore influenza i modi di vibrare, a loro volta connessi con le condizioni acustiche sull'uscita. In tutto questo meccanismo la temperatura della fiamma svolge un ruolo centrale [3].

⁶ Parte principale del combustore dei motori a gas

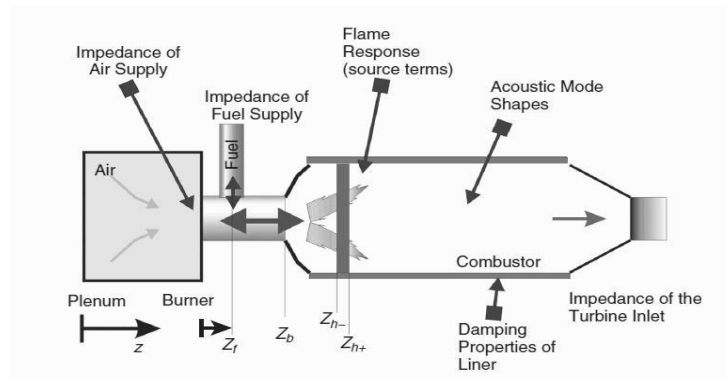


Figura 5 : Parametri termoacustici rilevanti nella camera di combustione di propulsori a getto (Handbook of noise and vibration control, Malcolm J.Crocker)

Il rumore provocato dai propulsori diffonde in maniera diversa in base alla direzione.

Anteriormente si evidenziano:

- aspirazione turbolenta di flussi d'aria nel motore
- interazione turbolenta del flusso all'apice della pala con la parte interna della gondola

Posteriormente invece si osservano:

- turbolenza generata dalla presenza di strati limite sulle pale
- scie turbolente che interagiscono tra rotore e statore.

Il termine “rumore del getto” è spesso utilizzato per descrivere il rumore totale irradiato dal sistema di scarico del motore. È dominato dal rumore prodotto dalla miscelazione turbolenta dallo scarico dei gas e l'aria a valle dell'ugello di uscita; altre fonti che costituiscono il rumore del getto sono da rilevare nelle componenti a banda larga dovute all'espansione del flusso di gas di scarico. I turbofan rappresentano la categoria ottimale dal punto di vista acustico poiché il motore espelle aria a temperatura “poco” maggiore rispetto a quella ambiente, in funzione del grado di bypass, ovvero del rapporto di diluizione. Non esiste infatti una correlazione diretta tra rumore e dimensione del velivolo, poiché è il grado di bypass ad influenzare i fenomeni espansivi (e quindi il rumore) all'uscita.

La conformazione del canale che contorna la turbomacchina (*nacelle*) introduce ulteriori complicazioni nel campo acustico prodotto dal motore sia verso l'interno che verso l'esterno della struttura.

Il rumore dovuto al *core* (soprattutto lo stadio ad alta pressione) è propagato specialmente lungo l'asse della fusoliera, saranno perciò le abitazioni collocate frontalmente e posteriormente rispetto al senso di percorrenza del velivolo ad essere interessate da disturbi ad alta frequenza.

I propulsori aeronautici sono delle turbomacchine, che presentano schiere di rotori e statori, tipicamente suddivisi in due o tre alberi e la ventola frontale è collegata all'albero più lento (l'ultimo). Per effetto della rotazione si hanno componenti 1x giro , multiple (a bassa frequenza) ed il rumore alla BPF (blade passing frequency), dovuto alla presenza dei vani tra le schiere.

1.2.1 Rumore generato durante il decollo

Durante le condizioni di massimo carico è facile che siano raggiunte velocità supersoniche all'apice delle pale dei fan, questo accade ad esempio al decollo quando viene richiesta la massima spinta. Il rumore dell'aereo è qui dominato dai motori ed i livelli di pressione sonora sono elevati; dalla letteratura emerge [4] che questo tipo di rumore è particolarmente disturbante sia per i passeggeri a bordo dell'aereo che le persone a terra.

Poiché i motori degli aerei di linea sono dotati di elevati gradi di bypass il carico sul fan è molto elevato, così come il rumore ad esso associato, maggiore rispetto al getto; in condizioni di massimo carico si generano elevatissimi gradienti di pressione a cavallo delle pale e tali differenze si devono annullare sul bordo di uscita. Si stagliano di conseguenza delle onde d'urto dalla parte frontale dei motori, le quali producono onde di pressione acustica a forma di dente di sega e vengono definite *buzz-saw*.

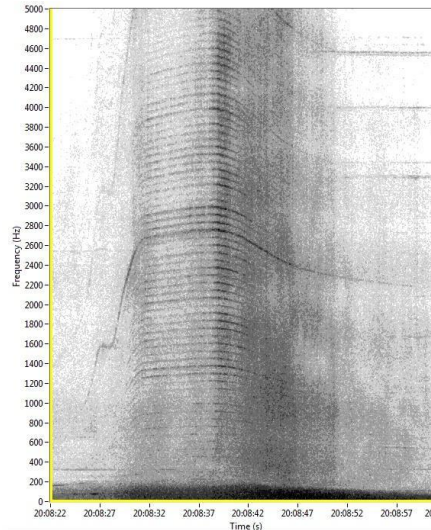


Figura 6 : Esempio di componenti buzz-saw e tono di rotazione dei motori sovrapposti al rumore in banda larga del getto

Questo effetto ha origine sull'aspirazione e dà vita ad un suono distinguibile e provvisto di elevata direttività (la propagazione è ristretta alla parte anteriore dell'aereo). L'analisi tempo-frequenza di una registrazione del decollo di un aeroplano di grandi dimensioni rende evidente il fenomeno risultando in una struttura in cui la spaziatura in frequenza è all'incirca di 70-100 Hz, il cui valore esatto è proporzionale al numero di pale e alla velocità di rotazione del fan, nonché correlato con le caratteristiche aerodinamiche dei profili alari e alla velocità del suono⁷ (quindi temperatura e altitudine) [5].

Non appena la sorgente oltrepassa il ricevitore queste componenti spariscono.

Le componenti 1x e multiple della rotazione del motore sono presenti in bassa frequenza (componente principale bassa pressione a 80 Hz ca. mentre 200 Hz per l'alta pressione). La componente di rumore dovuta al passaggio delle pale (BPF) è a frequenze più elevate (1000-2000 Hz), e presenta diverse armoniche.

1.2.2 Rumore generato durante l'atterraggio

La Figura 7 mostra l'evoluzione temporale dello spettro del rumore prodotto da un aeroplano: indica come varia nel tempo, in funzione della frequenza, l'energia. Sono evidenziate le principali componenti del rumore prodotto dall'aereo così come viene percepito al suolo: alcune componenti tonali, rumore in banda larga ed uno schema di

⁷ In particolare attraverso il numero di Mach periferico $M_u = v_{perif}/c$, dove c è la velocità del suono pari a $\sqrt{\gamma RT}$.

interferenza. Quest'ultimo in particolare è da imputare non tanto alla sorgente di rumore in sé quanto all'interazione tra il rumore diretto e quello riflesso dal terreno. Il passaggio dell'aereo si riconosce dal punto in cui si osservano le valli delle linee di interferenza; queste ultime sono principalmente causate dalle diverse sorgenti di rumore presenti nel motore, principalmente le pale delle turbine e dei compressori.

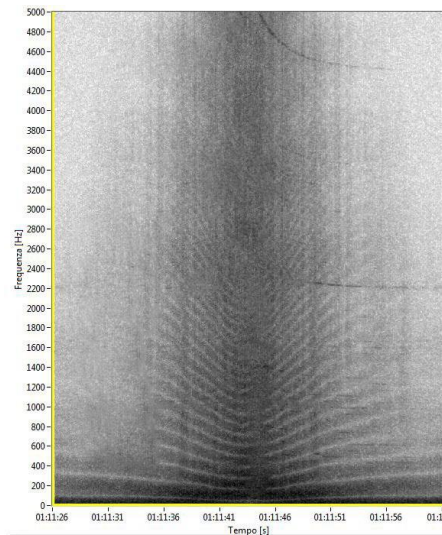


Figura 7 : Spettrogramma del rumore di un aereo

Inoltre possono nascere dei flussi d'aria generati dalle cavità presenti sulle componenti non aerodinamiche distribuite sulla superficie dell'aereo [6], come ad esempio sulle bocche ricavate sulle ali destinate al rifornimento del carburante o sulle fenditure nel punto di giunzione tra l'ala e i flap ma anche sulle parti che costituiscono il carrello, che è esteso all'atterraggio.

Il passaggio dell'aria sulla cavità forma dei vortici (punto A) che seguono il flusso fin quando non raggiungono l'estremità opposta della cavità (punto B) creando un forte rumore (in rosso) che si propaga in senso opposto al moto dell'aria. Quando le onde di pressione risalgono al punto A il fenomeno di formazione dei vortici viene rinforzato e in breve tempo si raggiungono livelli di pressione acustica elevati (in parte il fenomeno viene attenuato attraverso dei piccoli spoiler).

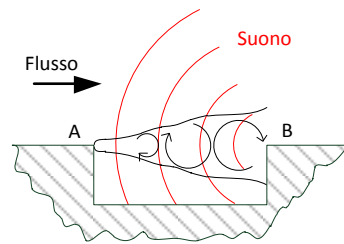


Figura 8 : Schema della generazione di rumore a causa di cavità sull'aereo

Nella fase di atterraggio, a bassa quota, la struttura dell'aereo ed il motore forniscono approssimativamente lo stesso contributo acustico; il moto turbolento ed instabile dei flussi di aria sulle superfici producono rumore aerodinamico mentre la vibrazione delle parti snelle, come ali e flap, introducono rumore di tipo strutturale.

In Figura 9 è riportato lo spettrogramma del rumore prodotto da un aereo all'atterraggio in cui è assente lo schema di interferenza ma in cui sono evidenti delle componenti tonali.

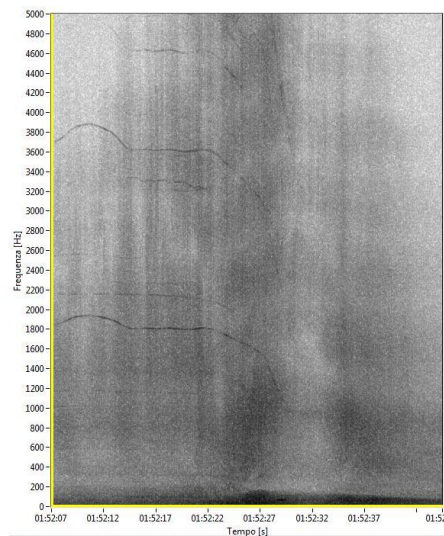


Figura 9 : Rumore prodotto all'atterraggio privo di schema di interferenza

Nella fase di atterraggio o decollo i flap irradiano rumore, poiché vibrano e sono immersi in un fluido turbolento. In base alla letteratura [7], questo rumore si diffonde specialmente in direzione posteriore all'aereo e, risulta essere particolarmente intenso.

Il rumore del carrello è stato trascurato per lungo tempo nell'analisi del rumore prodotto da un aeroplano, in realtà però offre un indiscutibile contributo acustico. Nell'ambito di alcuni studi [8], [9] sono state effettuate delle misurazioni all'interno della galleria del vento volte a raggiungere il corretto dettaglio di informazioni fisiche

sul carrello e il corretto numero di Reynolds. In particolare si ha che i piccoli componenti secondari, cioè il rivestimento, così come i bulloni, le giunture ed i componenti strutturali a spigoli vivi, offrono un importante sorgente di rumore ad alta frequenza.

1.2.3 Reverse thrust noise

Dopo pochi secondi dall'atterraggio dell'aereo, quando tutti i carrelli hanno preso contatto con la pista, i loro freni a disco e gli aerofreni sono stati attivati, può essere attivato l'inversore di spinta.

Normalmente il flusso d'aria che entra nei motori è equiverso rispetto alla corrente di gas di scarico, mentre l'inversore di spinta devia una parte del flusso d'aria in verso contrario rispetto all'aspirazione. Per via della turbolenza si origina un rumore a bassa frequenza (inferiore a 300 Hz) molto intenso il quale, pur considerando la ponderazione A, risulta fastidioso e facilmente distinguibile tra le altre fonti di rumore.

La durata di questo disturbo è breve (limitata a qualche secondo) ma rappresenta, lungo la storia acustica dell'atterraggio, un cospicuo contributo al livello di pressione medio.

Normalmente accade che in alcuni aeroporti l'inversore di spinta venga impedito, per ragioni dovute all'impatto acustico che ha sulle comunità limitrofe; in questi casi, siccome l'aereo dovrà percorrere una maggiore distanza lungo la pista si intensifica il rumore dovuto alle operazioni di *taxiing* [5].

1.2.4 Trasmissione del rumore dalla sorgente al punto di misura

Il rumore al punto di misura si differenzia da quello emesso dalla sorgente a causa della presenza dell'aria come mezzo di trasporto dell'energia sonora, del suolo come principale elemento riflettente, del movimento della sorgente e della presenza di vento. Verranno qui di seguito presentati i diversi fenomeni fisici responsabili dell'alterazione del suono tra sorgente e emettitore e le loro implicazioni nell'identificazione degli eventi.

1.2.4.1 Diffusione

Conoscere la propagazione del suono all'esterno è importante per predire e controllare il rumore prodotto dal trasporto terrestre ed aereo nonché da sorgenti industriali. Molti schemi per predire il suono in campo libero sono empirici e specifici per ogni sorgente. L'attenuazione del rumore ambientale è la somma delle riduzioni dovute alla diffusione geometrica, assorbimento in aria, interazione con il terreno, barriere, vegetazione e rifrazione atmosferica [10].

Nel particolare caso di nostro interesse, per la propagazione in atmosfera, è la sola distanza a determinare la diffusione del fronte d'onda; in un caso molto semplice il suono viene emesso da una fonte che irradia uniformemente in tutte le direzioni e l'intensità I (W/m^2) ad una distanza r dalla sorgente di potenza W è data dalla:

$$I = \frac{W}{4\pi r^2} \quad (1)$$

Questa rappresenta la potenza per unità di area sul fronte d'onda sferico di raggio r .

Nella forma logaritmica la relazione tra il livello di pressione sonora e la sua potenza è:

$$L_p = L_w - 20 \log(r) - 11dB \quad (2)$$

Per un sorgente sonora puntiforme questo risulta in una riduzione di 6 dB per una distanza che raddoppia in tutte le direzioni. Molte sorgenti possono essere considerate puntiformi quando il ricevitore è posizionato lontano. Il vantaggio in questo senso è che una sorgente assimilabile a un singolo punto nello spazio può essere considerata omnidirezionale, trascurando così il termine del indice di direttività, il quale coinvolge a sua volta il fattore di direttività pari al rapporto delle intensità effettiva in una certa direzione rispetto all'intensità di una sorgente omnidirezionale di uguale potenza. Un semplicissimo caso in cui la componente di direttività entra in gioco è quello in cui la sorgente è collocata su un piano riflettente (ad esempio il suolo), la radiazione della sorgente in questo caso è ristretta ad un emisfero ed il fattore di direttività per una sorgente puntuale è pari a 2 e l'indice di direttività è di 3 dB. Relativamente al caso in esame gli aeroplani in volo avranno una radiazione acustica omnidirezionale mentre gli aerei in fase di rullaggio o a terra emetteranno secondo una struttura semi sferica.

Data la complessità sarebbe difficile tenerne conto nei calcoli ma per completezza si pone un accento sul fatto che una parte dell'energia acustica viene convertita in calore durante la sua diffusione poiché esistono delle perdite per conduzione provocate dalla viscosità dell'aria. Inoltre l'effetto è dipendente dalla frequenza e dalla distanza così l'assorbimento diventa significativo alle alte frequenze e per ampie distanze, facendo sì che in questo caso l'aria si comporti marcatamente come un filtro passa basso.

Inoltre, esaminando la propagazione del suono sulla sede aeroportuale è necessario considerare la presenza di variazioni di impedenza dovute alle diverse superfici incontrate lungo la linea di vista tra la sorgente e l'osservatore: quanto più la distanza cresce, tanto più varie saranno le categorie di superfici incontrate, con particolare concentrazione sulla forte discontinuità di impedenza tra erba ed asfalto.

1.2.4.2 Effetto Doppler

La velocità di propagazione del suono c_0 in aria alla temperatura di 20 °C e in condizioni di pressione atmosferica standard, è di 343 m/s e quindi una sorgente posta a 900 m di distanza dall'osservatore viene percepita con un ritardo di circa 2.5 s dall'avvio della perturbazione, inoltre il tono di un suono varia nel tempo se sorgente e ricevitore sono in movimento relativo. In tal caso i fenomeni vibratorii della pressione acustica che coinvolgono le particelle dell'aria sono influenzati dallo stesso movimento della sorgente: la fonte in moto verso l'ascoltatore produce una compressione delle onde acustiche e dunque l'incremento della frequenza del suono percepito, mentre nel caso di allontanamento è vero il viceversa. Questo fenomeno è chiamato effetto Doppler.

$$f = \frac{c}{c + V_s \cos \theta} \cdot f_0 \quad (3)$$

Come si può osservare dalla formula, la variazione di frequenza risulta proporzionale alla frequenza della sorgente. Inoltre è bene precisare che si avvertirebbe un tono costante, traslato in frequenza, solamente se la linea di vista coincidesse con la direzione della sorgente in movimento.

Ad esempio il rumore dei propulsori degli aerei rappresenta una componente tonale chiara ed identificabile, che si propaga a grande distanza e risulta soggetta alla variazione di frequenza per l'effetto Doppler e che tipicamente è funzione della

posizione rispetto all'osservatore. Consideriamo il caso di un aereo in cui il motore ruoti producendo una BPF⁸ di circa 1470 Hz, ossia alla velocità di rotazione di 3850 RPM per 22 pale [11]. Per via dell'effetto Doppler, prevedendo una velocità di avvicinamento di quasi 300 km/h, si ottiene la misurazione della frequenza del segnale a 1780 Hz per un angolo di circa -45° e di 1250 Hz a $+45^\circ$.

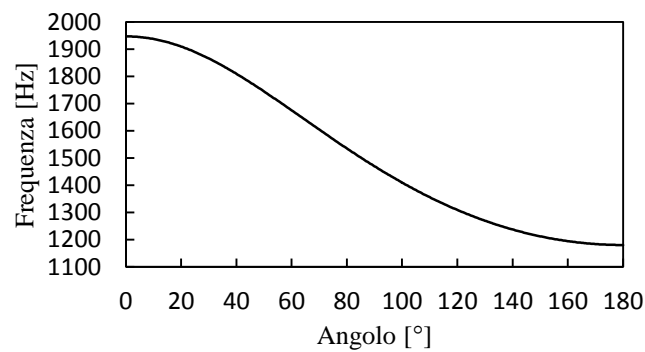


Figura 10 : Variazione di frequenza del rumore provocato dai motori di un aereo per effetto Doppler

1.2.4.3 Riflessione del suolo

Si parla di effetto suolo (in termini acustici) con riferimento alla variazione di livello di pressione acustica, sia negativa che positiva, a causa dell'intervento del suolo nella propagazione tra emittente e ricevitore. Si tratta di fenomeni acustici particolarmente complessi e difficilmente prevedibili in funzione delle caratteristiche della superficie, delle posizioni sorgente-ricevitore e dello spettro acustico. Il terreno può essere considerato come un materiale poroso composto da una struttura rigida ed una elastica. La più importante caratteristica (dal punto di vista acustico) di un piano è la resistenza al flusso o permeabilità all'aria: misura la difficoltà che l'aria affronta nel muoversi al suo interno. La resistenza al flusso aumenta al diminuire della porosità, così un asfalto molto denso avrà un'alta resistenza al flusso. Esistono due tipi di superfici: acusticamente dure ed acusticamente morbide. Le superfici altamente riflettenti, in cui la fase dell'onda acustica viene sostanzialmente preservata, come acqua, asfalto e cemento, entrano nella prima categoria. Il terreno coperto da vegetazione o la neve fresca costituiscono esempi di superfici morbide, in cui la fase dell'energia acustica risulta modificata dalla riflessione del suolo; una superficie acusticamente morbida (ad *impedenza* finita) può realizzare una significativa attenuazione lungo lo spettro

⁸ Blade passing frequency

acustico udibile (ad eccezione delle basse frequenze, le quali non penetrano nei pori) [3].

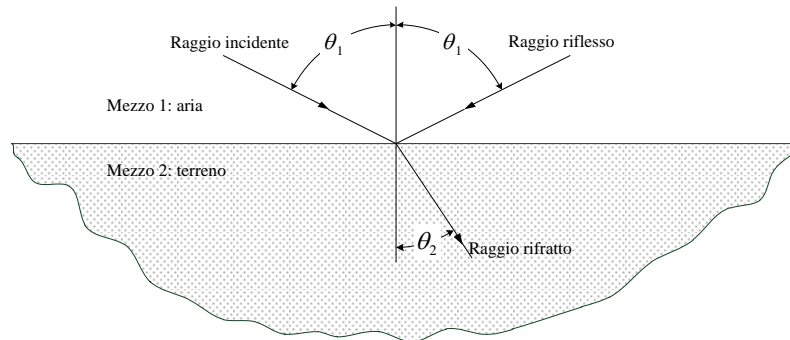


Figura 11 : Riflessione e rifrazione delle onde sonore in un mezzo

Solitamente la velocità del suono nel terreno è molto lenta rispetto all'aria in quanto la propagazione, alternata tra parti solide e spazi vuoti, viene impedita dall'attrito viscoso tra le particelle.

$$\frac{\sin \theta_1}{\sin \theta_2} = \frac{v_1}{v_2} = \frac{n_2}{n_1} \quad (4)$$

La conseguenza di questo è che qualsiasi raggio acustico incidente sul terreno (superficie definita *reattiva*) in una certa quota penetra nel terreno stesso.

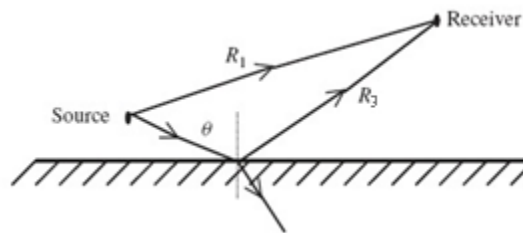


Figura 12 : Propagazione sonora da una sorgente puntiforme ad un ricevitore posto a terra

Tra la sorgente di rumore e il ricevitore esiste un percorso diretto di lunghezza R_1 ed un effetto di riflessione del terreno evidenziato dal percorso di lunghezza R_3 .

Alcuni studi pionieristici [12] sull'influenza combinata della superficie del terreno e delle condizioni meteorologiche furono condotte utilizzando un motore a reazione Rolls Royce con asse posizionato a 2 m dal terreno in un campo di aviazione ricoperto da manto erboso. Due microfoni hanno registrato i livelli di pressione sonora ad una

distanza di 19 m e di 347 m dalla sorgente collocati all'altezza di 1,5 m da terra. Nei due diversi casi si è tenuto in considerazione la diffusione sferica e l'assorbimento dell'aria. L'attenuazione risultava minima alle alte frequenze, inoltre furono possibili rilevazioni a seguito di abbondanti nevicate concedendo la possibilità di studiare l'influenza di diversi centimetri di neve, rilevando fortissimi attenuazioni del suono alle basse frequenze sino a 20 dB nella banda di terzi di ottava compresa tra i 63 e i 125 Hz. Altre misurazioni del rumore furono compiute alla distanza di 3 km durante le accelerazioni dei propulsori degli aerei allo scopo di definire i contorni di rumore nelle vicinanze degli aeroporti. Misurazioni furono effettuate per un largo campo di eventi durante diversi giorni estivi sotto condizioni climatiche abbastanza calme. Furono predisposte molteplici stazioni di misura e i risultati sono stati poi mediati. È logico attendere una riduzione di 30 dB rispetto quanto si aspetterebbe di misurare al fronte d'onda considerando solamente l'assorbimento dell'aria. Nello studio è emerso che le rilevazioni effettuate al di sotto dei 500 m suggerivano tassi di attenuazione comparabili con quanto atteso dai modelli di assorbimento del cemento oppure della diffusione sferica più l'assorbimento dell'aria. Oltre 700 m il tasso di attenuazione misurato era vicino alle previsioni adatte al manto erboso, questo risultava dal fatto che l'avviamento dei motori avviene a minima altezza da terra.

Ignorando gli aspetti meteorologici una cospicua vegetazione influenza il suono in base ai seguenti punti:

- effetto del suolo, significativo se esiste un sottile strato, parzialmente decomposto, di vegetazione sul fondo, in questa situazione la superficie del terreno è rappresentata da un sottile strato altamente poroso con una resistenza al flusso ridotta;
- presenza di fogliame, il quale attenua il suono per via dell'attrito viscoso ed aumenta con una tendenza approssimativamente lineare rispetto alla frequenza;
- presenza dei tronchi, che deviano il suono dal suo percorso diretto tra la sorgente e il ricevitore.

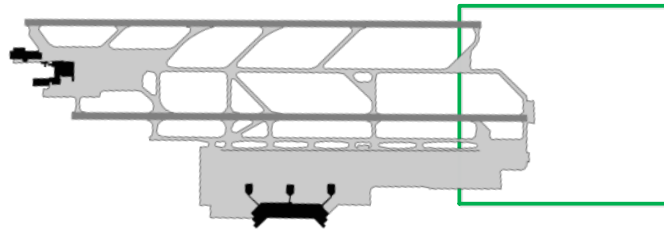


Figura 13 : Planimetria dell'aeroporto di Malpensa, con in evidenza la regione di più tipica provenienza degli aerei

1.2.4.4 Vento

Anche il vento e la temperatura influenzano la propagazione del suono in ambiente. L'atmosfera è infatti in continuo movimento ed ogni moto turbolento di un fluido attraverso una superficie grezza genera uno strato limite. La regione di maggior interesse dal punto di vista della previsione acustica ambientale si focalizza sulla parte inferiore dello strato limite chiamato livello superficiale. In questa zona i flussi variano meno del 10 % la loro intensità ma la velocità del vento ed il gradiente di temperatura sono elevati. Durante il giorno lo strato superficiale si estende per 50-100 m mentre è più sottile di notte. Il suono cambia con l'altezza dal terreno.

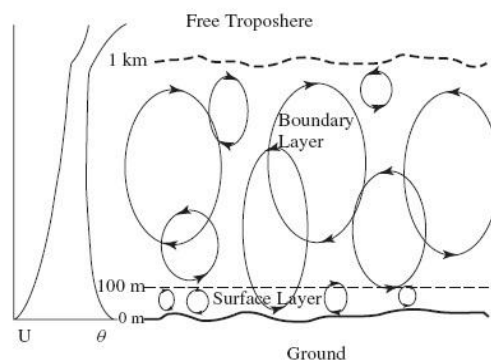


Figura 14 : Schematizzazione dello strato limite dell'atmosfera nel corso della giornata e strutture turbolente [10]

Quando la sorgente è sottovento rispetto al ricevitore il suono deve propagarsi nella direzione opposta; quando l'altezza aumenta la velocità del vento aumenta e di conseguenza la quantità sottratta alla velocità del suono. Per effetto della variazione della velocità della propagazione si originano delle zone d'ombra in cui il suono risulta fortemente attenuato.

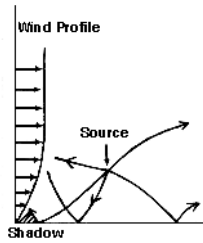


Figura 15 : Effetto del vento sulla radiazione acustica di una sorgente ad una certa altezza dal suolo

Inoltre, la turbolenza atmosferica tende ad annullare la coerenza tra la componente diretta del suono e quella riflessa dal terreno e, conseguentemente riduce l'effetto di interferenza. Si tratta comunque di un aspetto particolarmente complicato e difficilmente prevedibile

1.3 Stato dell'arte

1.3.1 Classificazione di eventi

Moschioni, Saggin, Tarabini [13], propongono l'impiego di una sonda intensimetrica per la classificazione degli eventi aeroportuali. È stato condotto uno studio riguardante le traiettorie acustiche degli aeromobili presso l'aeroporto di Milano Malpensa utilizzando una innovativa stazione di misura capace di determinare le coordinate del vettore intensità nelle tre dimensioni. Gli stessi autori [14], [15] spiegano che, dall'analisi statistica delle traiettorie acustiche mediante diagrammi polari, è possibile determinare la direzione dalla quale proviene la maggior parte dell'energia acustica allo scopo di ottimizzare i metodi di controllo del rumore.

L'articolo scientifico di Pfeiffer, Fischer e Effelsberg [16] descrive il campo di lavoro e le applicazioni di un sistema automatico di riconoscimento acustico. In questo articolo sono mostrate le ragioni per cui risulta complesso realizzare un sistema numerico in grado di riconoscere degli eventi sonori, riassumibili nelle imprevedibili articolazioni che si verificano nello spazio tempo-frequenza. In genere il tasso di successo di un metodo volto all'interpretazione dei suoni, spiegano gli autori, è proporzionale al grado di somiglianza che si riesce ad ottenere con le capacità discriminatorie tipiche del cervello umano.

Uno studio di Wu, Siegel e Khosla [17] affronta il problema del riconoscimento di pattern acustici all'interno del rumore emesso da veicoli terrestri; obiettivo è distinguerlo dai suoni emessi da sorgenti differenti, rimarcando però che debbano essere significativamente diverse affinché i risultati ottenuti siano consistenti. Nel focalizzare l'attenzione sul rilevamento acustico di veicoli terrestri vengono indagate le caratteristiche legate all'emissione di suoni riconducibili alle parti rotanti, alle vibrazioni, all'attrito con il pavimento, agli ingranaggi, alle ventole ed altro. L'articolo in riguardo vede come obiettivi la sorveglianza acustica all'interno delle aree dove quella umana sarebbe rischiosa nonché al controllo online di componenti industriali. La trasformata di Fourier fornisce informazioni molto precise che descrivono dettagliatamente lo spettro, ma può facilmente diventare inefficiente dal punto di vista del calcolo, in special modo nelle implementazioni automatiche, a causa delle grandi dimensioni assunte dai vettori. In fase di studio d'altra parte la STFT (*Short Time Fourier Transform*), con il tasso di successo di oltre 50 %, risultava essere la strada migliore nel riconoscimento di schemi acustici. Infine, il metodo presentato è stato

ottimizzato per il riconoscimento dei veicoli dotati di motore alternativo in cui lo spazio che delimitava il realizzarsi degli eventi risultava limitato; in queste condizioni il riconoscimento risultava essere discreto.

Nel contesto del riconoscimento del parlato, la soluzione ottimale è rappresentata dalla tecnica MFCC (*Mel Frequency Cepstral Coefficients*) [18].

Un articolo di Berckmans, Desmet et alia [19] affronta il problema del rumore prodotto dagli aerei. Ribadisce in prima battuta come tutte le fonti di rumore debbano essere simultaneamente ridotte perché sia avvertita una consistente riduzione del disturbo al suolo. L'obiettivo è la realizzazione della sintesi, impiegando una simulazione virtuale, delle sorgenti acustiche identificate in un aeroplano; il fine è in pratica quello di creare un modello equivalente del rumore prodotto da un aereo. Si ritiene questo articolo utile per aiutare a comprendere le dinamiche acustiche degli aerei grazie ai risultati ottenuti dall'osservazione di diversi modelli di aerei di linea (del 2005) soprattutto provvisti di motori a getto ma in alcuni casi dotati di motori turboelica. Lo spettro delle registrazioni del rumore veniva calcolato eseguendo finestrate di tipo Hanning ed applicando la DFT sui vari frammenti dedotti dal segnale in pressione fornito da microfono posizionato ad un'altezza di 1 m dal suolo. Nessuna informazione riguardo la traiettoria poteva comunque essere desunta dagli indici utilizzati.

Esiste un interessante articolo di Zaporozhetsa e Tokareva [20] che indaga, considerando anche l'influenza della direzionalità, l'impatto del terreno in relazione ai livelli medi di pressione sonora misurati. In questo caso i dati sono stati rilevati ad una distanza di 3 km dal motore dell'aereo e in condizioni di vento scarso. Nonostante le misurazioni erano state concepite con l'obiettivo di valutare il livello acustico globale, i risultati possono essere utili per analizzare l'impatto dagli aerei durante l'avviamento dei motori e l'accelerazione. I risultati di questo studio hanno rimarcato la direzionalità del rumore dei motori evidenziando che sussiste una netta differenza tra il rumore che irradia dai fan verso la prua e dal getto scaricato dai motori verso la coda; come previsto veniva confermata la distinzione tra l'evoluzione temporale dello spettro nella regione a monte e a valle della stazione di misura.

Altri studi di un certo interesse approfondiscono la ricerca di metodi per identificare eventi attraverso il suono, nell'ambito strettamente aeroportuale [19] o differente [21], [22], [23].

1.3.2 Reverse thrust noise

La bibliografia sul rumore legato all'inversione di spinta è limitata a considerazioni generali, marginali in studi di carattere più ampio. Viene però sempre riconosciuta la gravosità del problema e sottolineata l'esigenza di analisi dedicate.

I repertori scientifici [24], [25], [26] contengono diversi articoli riguardanti studi, effettuati specialmente nel Regno Unito e USA, relativi alle sollecitazioni acustiche degli aeroporti sulle comunità circostanti: in tutti i casi l'impiego del *thrust reversal* viene riconosciuto come una causa di rumore a bassa frequenza.

Gli studi condotti sullo scie dei gas di scarico [27] dei propulsori aeronautici hanno posto in evidenza l'energico e turbolento mescolamento del caldo flusso di combustibili con l'aria ambiente, più fresca e statica. Questo rappresenta una fonte di rumore aerodinamica a banda larga.

In uno studio condotto sul rumore prodotto dagli aerei, riportato in un articolo a riguardo del 2007 [28], si evidenzia anche la presenza di altre diverse componenti acustiche, dovute al compressore e alle vibrazioni strutturali della carlinga. Le conclusioni dello studio delineano soluzioni praticabili per la riduzione dell'impatto acustico nella zona aeroportuale, valutando l'estensione della lunghezza della pista come influente soltanto per la fase di atterraggio ma inadatta alla riduzione delle vibrazioni originate al decollo, specialmente nella fase di *climbing* (salita dopo il distacco dalla pista). Altre varianti, come l'impiego di barriere acustiche o l'isolamento delle abitazioni, non sono state riconosciute come soluzioni valide.

Come riportato nel corso della Noise-Con del 2005 [29], la questione del rumore aeroportuale viene focalizzata sulle basse frequenze (inferiori a 300 Hz). È stato sviluppato un modello denominato MSP per prevedere il grado di fastidio provocato da un certo segnale che viene acquisito, analizzando il RTN attraverso il modello studiato per la spinta in avanti. Si è utilizzata strumentazione per la misurazione del livello di pressione acustica, ma è emersa la necessità di indagare più accuratamente la direttività nell'analisi del RTN.

Nel report 15 dell'ACRP [30] si è investigata la percezione del fastidio acustico legato al rombo degli aerei e, concentrando l'attenzione sulla fase di atterraggio, è emersa chiaramente la concomitanza tra l'innescò dell'inversore di spinta e il maggior disturbo, verificandosi in particolare un incremento del rumore in direzione dell'atterraggio di velivoli che avevano attivato l'inversore di spinta. Nell'articolo viene difatti anche sottolineato il divieto introdotto da diversi impianti aeroportuali verso il TR, i quali richiedono l'utilizzo dell'intera pista per la fase decelerativa a terra, riconoscendo le ovvie eccezioni in presenza di condizioni meteorologiche avverse o di piste corte. Viene confermato tuttavia l'aumento del livello di pressione acustica avvertito dai residenti ai capi della pista, riscontrabile in più intense operazioni di *taxiing*, viceversa a vantaggio delle comunità parallele alla pista stessa.

Un più recente studio è stato condotto negli aeroporti londinesi e reso in un report ERCD1007 [31], comunque limitato a considerazioni di carattere piuttosto generale sul rumore da inversore di spinta. La misurazione viene eseguita sia per il decollo che per l'atterraggio, focalizzando l'attenzione su quest'ultimo, a partire dall'avvicinamento fino all'arresto, includendo quindi l'impiego, ove presente, dell'inversore di spinta, che viene tipicamente osservato entro il primo chilometro dopo l'impatto. Attualmente è riscontrato il fastidio acustico dovuto agli inversori di spinta, valutazione emersa in differenti indagini, in cui risulta condivisa la necessità di contraddistinguere l'evento acustico, auspicabilmente raggiungibile attraverso una meglio definita rappresentazione delle traiettorie acustiche.

Viene ipotizzato che la più efficace rilevazione acustica del RTN permetterebbe ai diversi enti aeroportuali di formulare regole più restrittive e spingere le aziende aeronautiche verso sistemi di propulsione più silenziosi.

I diversi tentativi fin qui effettuati si affidano a sistemi commerciali basati su algoritmi *general purpose* operanti sul confronto tra spettro acustico rilevato e database adeguatamente costruiti, incentivati dallo sviluppo di software *speech recognition* e con varianti circoscritte al campo aeronautico come il sistema EMU2 o gli attuali impianti di monitoraggio integrati di Brüel&Kjaer.

In questo contesto una valida opportunità è offerta dalla sonda di misurazione di intensità acustica tridimensionale volta alla determinazione delle traiettorie acustiche

isolando posizione, velocità (funzione del timing) e livello di una sorgente in un ambiente che, come l'aeroporto, presenti molteplici e sparse fonti di rumore.

1.4 Schema del lavoro di tesi

Il presente lavoro di tesi ha percorso a grandi linee le seguenti fasi:

- documentazione riguardo al riconoscimento di eventi in generale, al rumore inerente agli aerei in prossimità degli aeroporti e al disturbo generato dall'inversore di spinta
- introduzione al problema mediante l'ascolto di una quantità di segnali relativi a decolli e atterraggi
- identificazione di metodi per la distinzione degli eventi attraverso le grandezze cinematiche che possono essere desunte dall'intensità
- sviluppo di metodi che, attraverso le variazioni tempo-frequenza della pressione acustica, rilevino quelle caratteristiche tipiche degli eventi di atterraggio, decollo, o RTN
- applicazione dei criteri ed analisi dei risultati

Il secondo punto risponde alla necessità di costituire un termine di paragone per i diversi test che vengono via via svolti. In prima battuta si è cercato di “trasformare” (mediante l'intensità) il problema dall'ottica acustica alla semplice cinematica dell'aeromobile che si muove secondo una direzione imposta.

L'approccio preferibile sarebbe quello di distinguere eventi macroscopici mediante semplici valutazioni dell'intensità acustica volte a riconoscere l'area di provenienza del suono, e successivamente identificare il caso (atterraggio, decollo, o RTN) attraverso la traiettoria acustica (se la posizione della sonda permette di ottenere risultati soddisfacenti) e/o mediante analisi della variazione di spettro del segnale. In altre parole si vorrebbe ottenere un tale dettaglio dall'intensità acustica da ottenere delle inferenze così significative tra direzione del vettore 3D e posizione degli aeromobili da descrivere la loro traiettoria attraverso quella acustica. Contestualmente viene sviluppato un metodo basato sulla pressione sonora. Quest'ultimo, più “acustico” che “cinematico” può risultare utile avendo ben presenti i caratteristici rumori di ogni classe di eventi.

Per ogni indice che viene preso in considerazione per il riconoscimento di decolli ed atterraggi ne viene valutata la sensibilità al RTN.

L'intero programma di analisi dei dati e di test viene sviluppato utilizzando il linguaggio di programmazione grafico LabView® mediante il quale è possibile costruire degli strumenti “virtuali” (VI, virtual instrument) capaci di svolgere operazioni estremamente personalizzabili in base alle esigenze. Costruire un diagramma a blocchi e relativa interfaccia utente permette di avere un continuo controllo sul flusso di dati e sui parametri adottati. Le operazioni sono rese semplificate utilizzando una quantità di sottoprogrammi (sub-vi) che svolgono autonomamente sequenze coerenti di istruzioni.

Gli algoritmi che eseguono l'analisi possono essere adattati per operazioni future di miglioramento e completa automatizzazione del riconoscimento.

2 Identificazione automatica degli eventi

2.1 Modello acustico

Il modello di riferimento è costituito da una sorgente puntiforme che emette a frequenze diverse e si sposta lungo una retta sopra un piano parzialmente riflettente, con una riflettività del terreno a priori incognita e funzione della frequenza e posizione, e un punto di misura fisso che rappresenta la stazione intensimetrica.

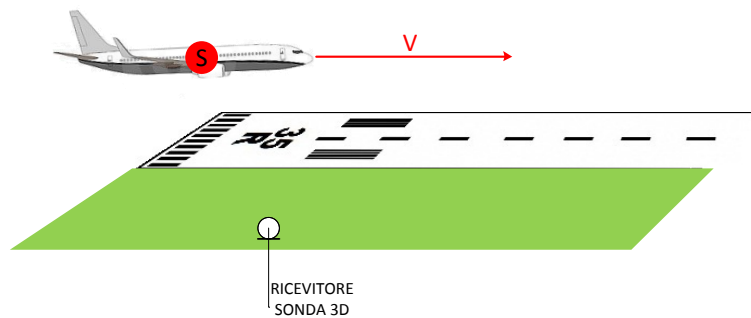


Figura 16 : Modello acustico

Si intende analizzare il problema attraverso alcune grandezze legate alla pressione sonora e altre all'intensità acustica.

Il movimento dell'aereo lungo la pista può avvenire essenzialmente in due modi:



Figura 17 : Schema della variazione di velocità di un aereo al decollo

L'aereo si trova, all'inizio della fase di decollo, all'estremità della pista fermo o in *rolling*, quando viene concessa l'autorizzazione a procedere inizia l'accelerazione fino a raggiunger la velocità sufficiente per staccarsi dal suolo.



Figura 18 : Schema della variazione di velocità di un aereo in atterraggio

Diversamente, per l'atterraggio l'aeroplano si trova in volo già all'inizio della pista e diminuisce progressivamente la quota fino a toccare il suolo nel tratto previsto riducendo via via la velocità.

2.2 Descrizione dei parametri connessi con la pressione sonora

Al paragrafo 1.2 è stato descritto l'insieme di rumori che caratterizzano decolli ed atterraggi con e senza inversore di spinta.

La tabella seguente evidenzia lo scopo di ciascuna analisi e il metodo attraverso il quale viene realizzata:

Durata dell'evento, distribuzione temporale dell'energia	Curvatura del picco del livello di pressione acustica
Rilevamento dell'inversore di spinta	Potenza in banda sulla storia temporale sottesa al secondo picco dell'SPL
Identificazione della rampa di aumento della velocità di rotazione degli alberi dei motori	Algoritmo di isolamento del tono dei motori nello spettrogramma
Identificazione del rumore buzz-saw	Algoritmo di individuazione di quefrenze all'interno del cepstrum
	Algoritmo iterativo di ricerca di componenti armoniche

La rilevazione avviene a seguito della misura di un'inversione dell'intensità lungo l'asse parallelo a quello della pista.

2.2.1 Curvatura del picco di livello di pressione sonora

Se richiamiamo l'attenzione sul decollo di un aereo, possiamo certamente riconoscere come in questa fase il rumore strutturale, dovuto alla rotazione dei motori, produce un'intensa radiazione acustica e rappresenta, nel complesso, un contributo sonoro molto grande (rispetto a componenti aerodinamiche).

Nel momento in cui i motori vengono lanciati il rumore cresce molto ma il movimento dell'aereo in questo segmento è minimo e la velocità ridotta. Durante l'atterraggio, invece, il passaggio dell'aereo nella regione prossima ai microfoni è più rapido (fino a 100 m/s).

Viene analizzato l'SPL poiché la distribuzione nel tempo dell'energia sonora gode di caratteristiche differenti in funzione dell'evento registrato; in particolare s'intende analizzare la regione compresa dalla concavità della curva e valutare l'approssimazione mediante un polinomio approssimante di secondo grado ritenendo di poter utilizzare il coefficiente α_2 allo scopo. Si suppone plausibile osservare delle curve di SPL dotate di concavità negativa in entrambi i casi, ridotta per i decolli ed elevata per gli atterraggi.

Per gli esempi si rimanda al paragrafo 4.1.1.

2.2.2 Potenza in banda sul secondo picco del livello di pressione sonora

Quando l'aereo atterra, l'intensità del rumore aumenta per le seguenti ragioni:

- avvicinamento alla stazione di misura
- attivazione dell'inversore di spinta

I due eventi non sono però contemporanei, infatti quando il velivolo si allontana dalla stazione di misura il rumore diminuisce per effetto dell'allontanamento ma dopo alcuni secondi è possibile che aumenti nuovamente a causa dell'accensione dell'inversore di spinta: il dispositivo di cui si è trattato al paragrafo 1.1.3 responsabile di una forte emissione acustica in bassa frequenza. Naturalmente viene previsto un limite sulla distanza temporale massima ammessa tra i picchi del livello di pressione sonora.

Si vuole verificare l'esistenza di due picchi di energia osservando eventualmente anche la potenza del segnale in bassa frequenza nel lasso temporale sotteso al secondo picco.

Nella rilevazione dell'inversore di spinta questo indice è ritenuto determinante.

2.2.3 Armoniche dello spettro

Ipotizzando di essere in presenza dello spettro del segnale di un decollo, sarebbe possibile distinguere:

- componente di rotazione del motore (proporzionalmente al numero di pale);
- armoniche della componente tonale;
- onda triangolare (*buzz-saw*) delle onde di pressione che si stagliano dall'apice delle pale del fan quando a velocità periferica supersonica.

In virtù di quanto precedentemente descritto al paragrafo 1.2.1, l'ultima tipologia gode di due prerogative:

- marcata direzionalità;
- picchi di energia nello spettro equidistanti

È una peculiarità distintiva dei decolli per via dell'elevata velocità di rotazione dei propulsori in concomitanza con bassa velocità di avanzamento; così per via dell'assenza di ulteriori componenti aerodinamiche, dovute al limitato movimento dell'aereo, si ritiene renda spiccatamente evidente la combinazione dei rumori associati al *buzz-saw*.

2.2.4 Pattern nello spettrogramma

Si concentra qui l'attenzione sul decollo, la cui rilevazione degli schemi caratteristici si ritiene consenta di escludere la classe degli eventi opposti.

Per eseguire questa analisi è opportuno focalizzare l'attenzione sul cambiamento di tono prodotto dalla variazione della velocità dei propulsori, come citato nel paragrafo precedente. Non è adatta l'analisi del singolo spettro, bensì è utile indagare quelli schemi che possono prendere forma esclusivamente dal profilo tempo-frequenza.

Tipicamente la procedura di decollo percorre le seguenti fasi:

- condizione statica o di avanzamento ridotto (*rolling*) con motore al minimo (*idle*)
- lancio dei propulsori (circa 40 % della velocità di rotazione massima)
- stabilizzazione del moto dei rotori per un tempo maggiore o uguale ai 2 secondi
- in condizioni di minimo avanzamento o distacco dei freni lancio alla massima spinta

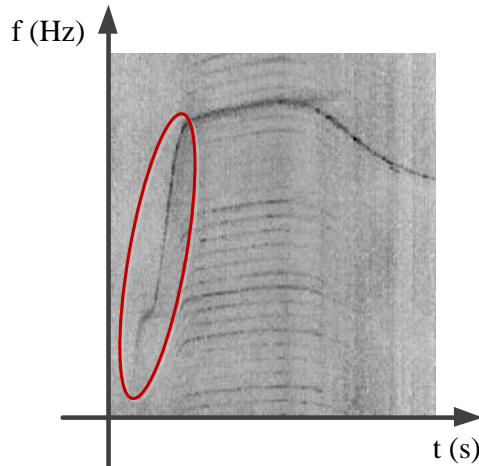


Figura 19 : Spettrogramma del decollo di un aereo con la rampa acustica di accelerazione di un motore a getto in evidenza

Il trend di incremento della velocità è crescente ed impegna complessivamente un tempo piuttosto lungo (superiore ai 4 secondi solitamente). Se ne vogliono cercare le tracce all'interno dello spettrogramma del segnale.

2.2.5 Pattern nel cepstrum

Da quanto visto ai punti precedenti si può affermare che il decollo di un aereo, dal punto di vista acustico è contraddistinto anche dalla presenza di componenti armoniche.

I vari fenomeni acustici si sovrappongono al passaggio ed il cepstrum si configura come una soluzione adatta a visualizzare e successivamente isolare delle linee di quefrenza. In particolare tratti sufficientemente lunghi si suppone possano rappresentare un ulteriore metodo di classificazione

Questo approccio differisce dall'indagine proposta al paragrafo 2.2.3 per le seguenti ragioni:

- algoritmo più veloce
- attenzione rivolta sia alla presenza delle componenti armoniche che all'estensione nel tempo.

2.3 Determinazione dei parametri connessi con la pressione sonora

2.3.1 Curvatura del picco di livello di pressione sonora

RMS mobile mediato esponenzialmente

La variabile in ingresso è la pressione rilevata dall'*i*-esimo microfono che compone la sonda di intensità 3D [32]

$$p_i(t) \mid i = 0, \dots, 5 \quad (5)$$

Viene applicato un filtro passa basso dotato di caratteristica del terzo ordine tipo Butterworth (frequenza di taglio 100 Hz), rappresentato dalla formula

$$p_i(t) = \mathcal{F} * p_i(t) \quad (6)$$

Questo filtro di tipo IIR ha una risposta piatta all'interno della banda passante e consente di ottenere un decremento monotono centrato sulla frequenza di taglio, laddove possiede una potenza dimezzata rispetto alla regione di passaggio.

Successivamente, al valore RMS viene applicata la media esponenziale

$$\bar{p}_{i,k} = \sqrt{\left(\frac{T}{T + dt}\right) \bar{p}_{i,k-1} + \left(\frac{dt}{T + dt}\right) p_{i,k}^2} \quad (7)$$

dove T rappresenta la costante di tempo esponenziale, dt l'intervallo di campionamento, k l'indice della media, i il microfono ed infine \bar{p}_i identifica il vettore delle medie RMS della pressione.

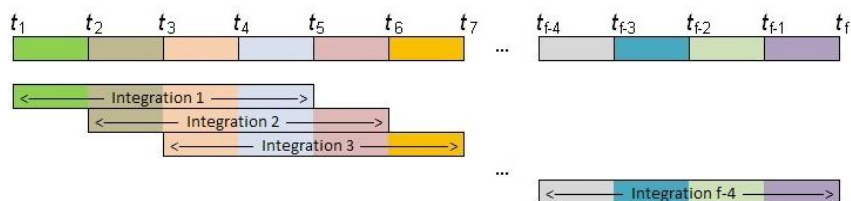


Figura 20 : RMS mobile mediato

La media esponenziale è caratterizzata da una costante di tempo pari a 1 s e non viene adoperata alcuna finestrazione. La funzione si applica alla serie portando ad un miglioramento di attendibilità della misura attraverso l'RMS viaggiante.

Imponendo 1 secondo come *averaging time* si otterranno curve di SPL la cui risoluzione è di 1 Hz.

Nel seguito di questo studio, per chiarezza, si farà riferimento a \bar{p}_i in luogo di $\bar{p}_{i,k}$.

Stima della curvatura

Nella ricerca dei massimi dell'SPL viene utilizzata la forma logaritmica:

$$\bar{p}_i[dB] = 20 \cdot \log\left(\frac{\bar{p}_i[Pa]}{20 \mu Pa}\right) \quad (8)$$

La funzione viene analizzata tramite un algoritmo implementato in LabView®, il quale opera secondo la sequenza:

- isolamento di un insieme di dati (di estensione assegnata δ s)
- approssimazione quadratica della curva estratta

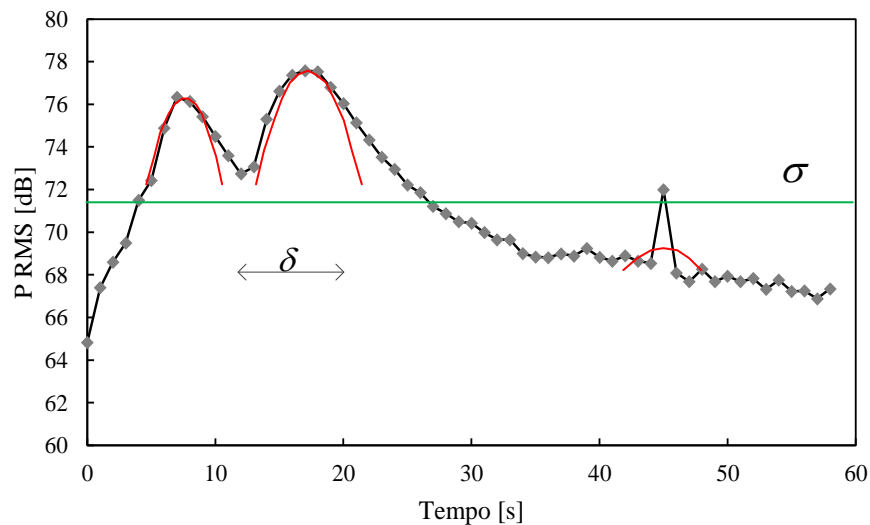


Figura 21 : Esempio di identificazione dei picchi di SPL attraverso polinomio di secondo grado

ad ogni passo si ottiene il valore che identifica il massimo del polinomio approssimante, se supera la soglia definita dall'equazione (9) viene riconosciuto come picco altrimenti è ignorato e il test prosegue. All'iterazione seguente il set di dati considerato viene traslato nel tempo e si ripete la procedura.

$$\sigma = \max(\{\bar{p}_i\}) - \eta \quad (9)$$

Il presenta algoritmo serve per evitare che picchi dovuti a disturbi possano essere considerati come massimi..

Quanto si ottiene da questa parte del metodo è

- numero di picchi n
- istanti $t_j \mid j = 0: n - 1$
- valori assunti dalla funzione RMS viaggiante $\bar{p}_i(t_j)$
- derivata seconda della curva approssimativa $\gamma(t_j)$ relativa al picco j-esimo

L'approssimazione polinomiale, nella forma

$$f_a = \sum_{k=0}^m a_k t^k \quad (10)$$

rappresenta il polinomio di grado $m = 2$ da cui è possibile estrarre il coefficiente a_2 . Esso identifica la curvatura del polinomio approssimante per lo spazio temporale sotteso al picco e può indicare se si tratta di atterraggio o decollo.

Il metodo svolge l'approssimazione attraverso l'algoritmo iterativo di riduzione del residuo ai minimi quadrati.

2.3.2 Valutazione della potenza in banda sul secondo picco del livello di pressione sonora

Prima di effettuare questa analisi si verifica se:

- esistono due massimi
- distanza tra i picchi è inferiore ad una soglia

In generale si assume un intervallo di tempo massimo oltre il quale non è più idoneo attendere l'RTN.

$$(t_1 - t_0) < d_M \quad (11)$$

Se il test è positivo, si prosegue al calcolo del *power spectrum* (PS) della pressione mediata RMS, nella regione localizzata dal secondo picco (all'istante t_1)

$$S_{AA} = \frac{FFT(\bar{p}_i) * FFT^*(\bar{p}_i)}{N_{FFT}} \quad (12)$$

$$P_{i,t_1} = PS\{\bar{p}_i(t)\}(f) \quad (13)$$

per la precisione il risultato è ottenuto mediando i campioni appartenenti all'intervallo definito dal secondo picco \bar{t} impiegando una pesatura di tipo lineare

$$\bar{t} = \left[t_1 - \frac{\delta}{2} : 1 s : t_1 + \frac{\delta}{2} \right] \quad (14)$$

Si determina un singolo valore di uscita tramite la misura della potenza complessiva

$$P_{i,tot} = \sum 10 \cdot \log 10^{P_{i,t_1}} \quad (15)$$

2.3.3 Rilevamento armoniche nello spettro

Primariamente si calcola il power spectrum attraverso la formula:

$$\overline{PS}(f) = \frac{1}{M} \sum_{t=t_0}^{t_0+M} PS\{p_i(t)\}(f_z) \quad (16)$$

in cui viene eseguita la media su gruppi di dati istante per istante in modo automatico lungo l'intera storia temporale. Si identifica con $t_0[s]$ l'indice di inizio del calcolo, con M il numero di medie (espresso in secondi) e con $f_z[Hz]$ (z: zoom) il campo di frequenze di indagine.

Nella costruzione dell'algorithm si è tenuto conto del fatto che se il numero di medie è tale per cui esubererebbe il numero campioni del record ne viene automaticamente considerato un numero corretto.

Viene successivamente applicato un processo di *detrending* del risultato di modo tale da ottenere una curva priva di forti variazioni sulla media facilitando di fatto la ricerca delle linee di massimo.



Figura 22 : Sequenza detrend

Lo schema logico riporta i passaggi principali che producono la trasformazione dello spettro di potenza in un profilo a media nulla.

Il riconoscimento dei picchi viene realizzato seguendo lo schema logico riportato di seguito:

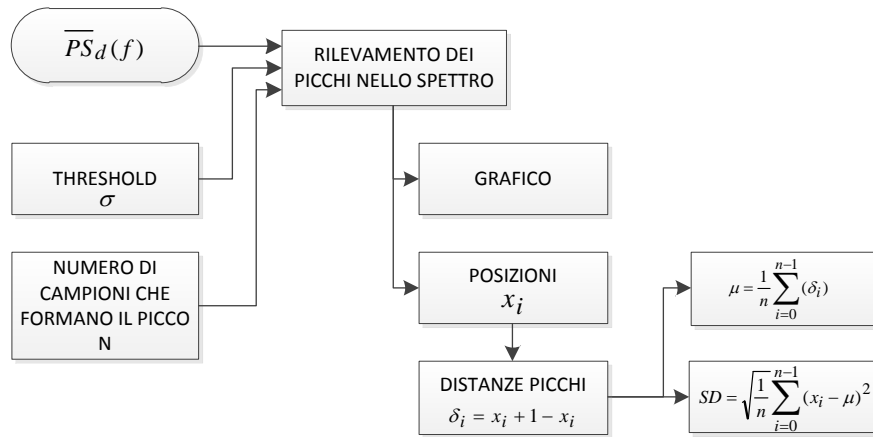


Figura 23 : Schema rilevamento dei picchi nello spettro

Una volta definita la serie delle distanze fra i picchi δ_i [Hz] ne viene calcolato il valore medio e la deviazione standard; se quest'ultima ricade al di sotto di una certa soglia si può confermare la presenza delle componenti armoniche.

2.3.4 Riconoscimento di pattern nello spettrogramma

In questa analisi è necessario innanzitutto ricavare la STFT (*Short Time Fourier Transform*) definendo preliminarmente i seguenti parametri:

- *Time steps*: numero di campioni considerati nella finestra mobile
- *Frequency bins*: dimensione della FFT su ogni blocco di dati, determinando dunque una risoluzione in frequenza massima $f_s/2f_b$ [Hz] (senza considerare la finestrazione).
- Tipo di finestra: finestra mobile che trasla per isolare la parte di record che viene analizzata dalla trasformata di Fourier
- Lunghezza della finestra: con un valore di -1 si ha una lunghezza pari a 4 volte il *time step*, andando di fatto ad indicare che ogni volta che la finestra esegue un passo in avanti di 1 *time step* solo il 25 % sono dati nuovi, il 75 % ricalca i dati appartenenti ai 3 *time steps* precedenti

Si calcola la STFT utilizzando l'equazione:

$$STFT\{p_i(t)\}(\tau, f) = \sum_{t=-\infty}^{\infty} p_i(t)w(t - \tau)e^{-ift} \quad (17)$$

dove τ ed f rappresentano la coordinata temporale e quella spettrale in cui è suddiviso lo spettrogramma. In particolare τ rappresenta la posizione lungo l'asse dei tempi alla quale viene posizionata la finestra mobile che permette di isolare la storia temporale su cui è eseguita la trasformata di Fourier.

Lo spettrogramma del segnale dedotto attraverso la STFT è il più efficace e diffuso metodo di analisi quadratica in tempo-frequenza (non si hanno informazioni sulla fase); la STFT è non negativa. D'altra parte la risoluzione è relativamente bassa come effetto della finestrazione.

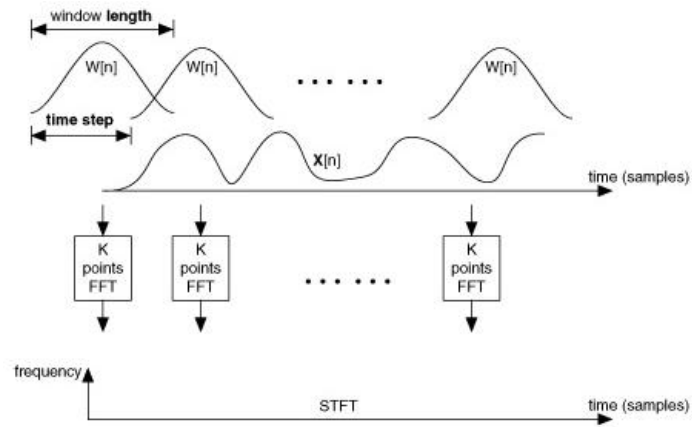


Figura 24 : Schema di calcolo della STFT

Il risultato della STFT nella forma di spettrogramma è:

$$SG\{p_i(t)\} = |STFT|^2 \quad (18)$$

La minima variazione temporale riconoscibile nella matrice tempo-frequenza è data dalla:

$$\delta_t = \frac{TS}{f_s} \quad (19)$$

dove TS è il numero di *time steps*

Ricerca degli schemi globali nello spettrogramma

Nel ambito dell'analisi sullo spettrogramma si procede innanzitutto alla ricerca dell'istante di tempo ove sia presente la frequenza dotata di maggiore contenuto energetico

$$SG_M\{p_i(t)\} = \max_{\varphi, t} (SG\{p_i(t)\}(\tau, f)) \quad (20)$$

Successivamente si ricerca il valore massimo per ciascuna riga dello spettrogramma ossia la frequenza alla quale è maggiore il contenuto energetico per ogni tempo τ

$$\widehat{SG}\{p_i(t)\}(\tau) = \max_f (SG\{p_i(t)\}(\tau, f)) \quad (21)$$

Fin qui si ottiene esclusivamente la visualizzazione di tutti i massimi dello spettrogramma portando in evidenza gli eventuali pattern.

Algoritmo di isolamento del profilo di massima energia

La Figura 25 mostra lo scopo di questa parte dell'analisi, in cui all'interno dello spettrogramma viene identificato ed isolato il profilo che descrive il rumore generalmente prodotto al momento del decollo degli aerei. La linea in evidenza viene estratta dalla STFT partendo dal cerchio rosso (identificato al punto precedente) e seguendo l'algoritmo descritto nel seguito.

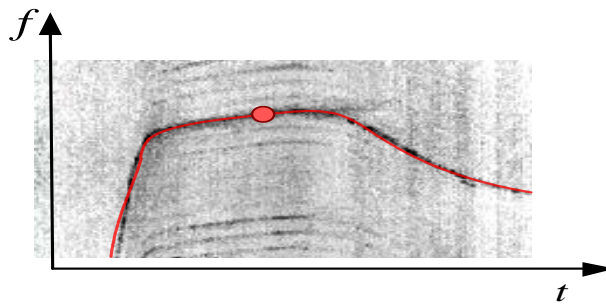


Figura 25 : Isolamento del pattern a partire dal punto di massimo (punto rosso) ed iterazioni successive verso destra e verso sinistra

Alla prima iterazione la ricerca è limitata all'intervallo

$$f_0 = [f_{off} : f_{off} + toll_0] \quad (22)$$

all'interno del quale si ricava il punto di massima energia

$$\widehat{SG}\{p_i(t)\}(\tau_0) = \max_{f_0}(SG\{p_i(t)\}(\tau_0, f)) \quad (23)$$

dove τ_0 identifica la coordinata temporale a cui si è ottenuto SG_M

Alle successive iterazioni verso destra (nel tempo) la ricerca è limitata secondo l'intervallo

$$f_{dx} = [f(\tau_{i-1}) - toll : f(\tau_{i-1}) + toll] \quad (24)$$

e viene determinato il relativo punto di massimo

$$\widehat{SG}\{p_i(t)\}(\tau_i) = \max_{f_{dx}}(SG\{p_i(t)\}(\tau_i, f)) \quad (25)$$

dove τ_i sono le righe successive di indice $i = 1, 2, 3, \dots$

Similmente, per le successive iterazioni verso sinistra la ricerca è limitata a

$$f_{sx} = [f(\tau_{i+1}) - toll : f(\tau_{i+1}) + toll] \quad (26)$$

in cui si ricava nuovamente un punto di massimo

$$\widehat{SG}\{p_i(t)\}(\tau_i) = \max_{f_{sx}}(SG\{p_i(t)\}(\tau_i, f)) \quad (27)$$

dove τ_i sono le righe precedenti di indici $i = -1, -2, -3, \dots$

I criteri di arresto possono essere riassunti nei tre casi seguenti:

- fine e inizio del record
- $\widehat{SG} < (SG_M - \eta)$, dove η è una soglia che può essere regolata in funzione del sito di misura
- $\widehat{SG} < f_{off}$

Viene individuata la lunghezza dei trend crescenti all'interno del profilo isolato

$$\widehat{SG}_A\{p_i(t)\}(\tau_i) = \alpha \cdot \widehat{SG}\{p_i(t)\}(\tau_i) + (1 - \alpha) \cdot \widehat{SG}_A\{p_i(t)\}(\tau_{i-1}) \quad (28)$$

con $\alpha = (0: 1)$, utilizzando uno schema del tipo

$$y_A(j) = \alpha y_t(j) + \alpha(1 - \alpha)y_t(j - 1) + \alpha(1 - \alpha)^2 y_t(j - 2) + \dots \quad (29)$$

Si ottiene quindi in primo luogo un risultato depurato attraverso la media esponenziale, richiedendo in particolare un coefficiente $\alpha = 0.1$, il quale rappresenta il peso di ogni singolo nuovo valore processato dall'algoritmo lungo la storia temporale dello spettrogramma.

Si definisce la lunghezza di ciascun profilo ascensionale attraverso una semplice logica che produce la serie delle estensioni dei trend ascensionali δ ; viene poi stabilita una soglia δ_{min} oltre la quale si può ritenere che l'algoritmo abbia identificato l'aumento di tono dovuto all'accelerazione dei motori al decollo.

È bene precisare in conclusione che il punto nodale di questa analisi non è solamente l'identificazione del pattern ma soprattutto la verifica che questo corrisponda ad un trend crescente rispetto al tempo, infatti se fossimo in presenza di un atterraggio (confronta Figura 7 e Figura 9) il tono dovuto ai motori sarebbe decrescente per via della diminuzione di spinta e per l'effetto Doppler (in questo caso più marcato).

2.3.5 Isolamento di pattern nel cepstrum

Il cepstrum è costruito sulla base della forma d'onda in pressione ed è anch'esso regolabile in termini di: *time steps*, *quefreny bins* e caratteristiche della finestra (tipo e lunghezza).

Il calcolo del cepstrum reale è effettuato attraverso il modulo dello spettro di una serie temporale; esso non è idoneo a ricostruire la serie temporale originale in quanto non viene preservata l'informazione relativa alla fase.

Viceversa questo approccio è utile per identificare se e come le componenti periodiche di un segnale variano nel tempo; prende il nome di cepstrum-temporale ed è per l'appunto funzione di tempo e quefrenze producendo un'indicazione di come evolve il contenuto cepstrale.

$$CEPS\{p_i(t)\}(\psi, \tau) = \frac{|\mathcal{F}\{\log(|\mathcal{F}\{p_i(t)\}|^2)\}|}{4} \quad (30)$$

il quale è composto sostituendo il

$$power\ cepstrum = |\mathcal{F}\{\log(|\mathcal{F}\{p_i(t)\}|^2)\}|^2 \quad (31)$$

nell'equazione

$$real\ cepstrum = \frac{\sqrt{power\ cepstrum}}{4} \quad (32)$$

Per valutare il cepstrum reale di un segnale si utilizza una finestra mobile, il cui profilo è cosinusoidale. Il primo passo è quello di suddividere la storia temporale applicando una convoluzione della finestra, eventualmente introducendo un certo grado di overlap; successivamente è realizzato il cepstrum di ogni blocco.

Naturalmente bisognerà anche qui, come nello spettrogramma, tenere presente che un aumento della risoluzione comporta un affaticamento del sistema di analisi.

Si riporta di seguito lo schema che evidenzia la logica di isolamento delle quefrenze:

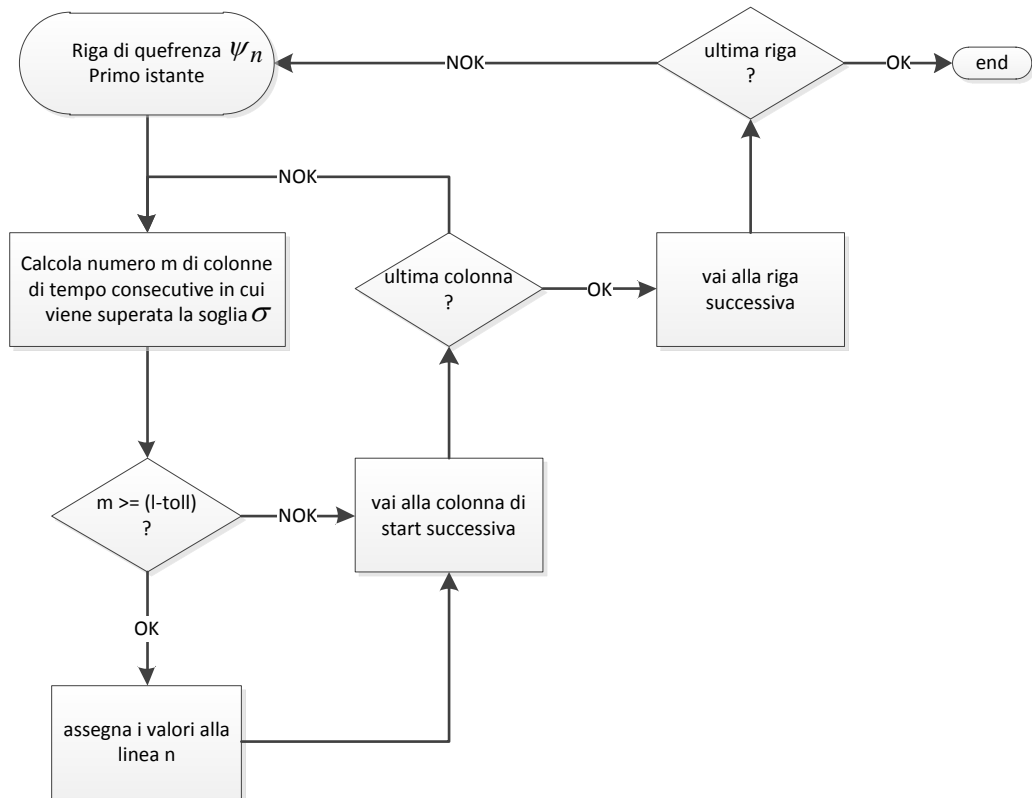


Figura 26 : Schema del metodo di rilevamento delle quefrenze di interesse

Le quefrenze di interesse sono quelle che evidenziano uno schema periodico più duraturo rispetto alle altre; vengono estratte e poste in risalto all'interno di un secondo grafico cepstrale.

A questo punto si esamina ogni quefrenza alla ricerca dei segmenti che verificano le seguenti condizioni:

- ampiezza superiore ad un certo valore η
- estensione temporale della componente armonica superiore ad una soglia 1
- tolleranza *toll* in termini di intervalli di tempo che non superano la soglia η

In particolare quest'ultimo punto è introdotto perché vengano considerati segmenti unici anche quelle componenti cepstrali che a causa di qualche disturbo non superano localmente il livello η imposto.

Infine si adotta un semplice algoritmo di test per determinare se e quale riga è piena o completamente vuota; in questa procedura si esegue un controllo quefrenza per quefrenza.

Si ottiene così un array contenente i risultanti Δf della singola o delle molteplici componenti periodiche $\delta_{CEPS}(k)$

In altre parole, dall'effetto di filtraggio delle componenti in termini di ampiezza e durata, dovrebbe essere possibile:

- isolare una o più componenti significative
- individuare la quefrenza nell'intorno di 0.01 s

La realizzazione di entrambi le condizioni porta ad una conferma dell'evento di decollo tramite la diagnosi del cepstrum.

2.4 Descrizione dei parametri connessi con l'intensità nelle direzioni cartesiane

Il calcolo dell'intensità ha come risultato le tre componenti cartesiane I_x , I_y , I_z , che vengono utilizzate per ottenere la potenza sonora del campo osservato e la direzione del flusso dell'energia acustica.

Concentriamo innanzitutto l'attenzione sul primo aspetto: le molteplici sorgenti acustiche e lo stesso aereo nelle diverse fasi di decollo, atterraggio ed innesco dell'inversore di spinta producono rumori che occupano differenti bande dello spettro acustico. Questo spinge a decimare il problema in un'analisi in banda d'ottava centrata nelle frequenze: 250 Hz, 500 Hz, 1 kHz e 2 kHz, quindi includendo complessivamente la regione da circa 170 Hz della prima banda fino ai 2.8 kHz dell'ultima.

Indubbiamente, trattandosi di grandezza vettoriale, l'intensità è influenzata da disturbi. Viene eseguita la media esponenziale non solo per agevolare la leggibilità, ma anche in previsione dei passi di indagine che operano sul suo modulo (nelle singole componenti oppure globalmente).

Il problema della distinzione degli eventi attraverso l'intensità sonora viene affrontato presupponendo che gli aeroplani in decollo producono rumore ad un'altezza dal suolo trascurabile, mentre in atterraggio il passaggio davanti alla stazione di misura avviene a diversi metri dal terreno; risulta pertanto interessante un'indagine dal punto di vista dell'intensità nella direzione verticale.

Le seguenti osservazioni si possono ritenere valide ai fini della distinzione tra gli eventi soltanto se la stazione di misura viene collocata ad una distanza massima di 400 m ca. rispetto all'estremità della pista⁹ :

- un aereo in fase di decollo parte da fermo all'inizio della pista e dopo qualche istante transita di fronte alla stazione di misura a velocità ancora ridotta
- al momento dell'atterraggio gli aerei si trovano in volo a diversi metri da terra e a velocità sostenute

Velocità angolare e rettilinea (in direzione della pista) sono grandezze adatte a valutare le differenze e dovranno essere determinate nel momento in cui l'aereo transita (in volo oppure a terra) di fronte alla stazione di misura.

Partendo dall'istante del passaggio dell'aereo, se si estende il lasso di tempo ad un intorno di quella posizione, possiamo stimare l'accelerazione dell'aereo che sarà positiva al decollo e negativa all'atterraggio.

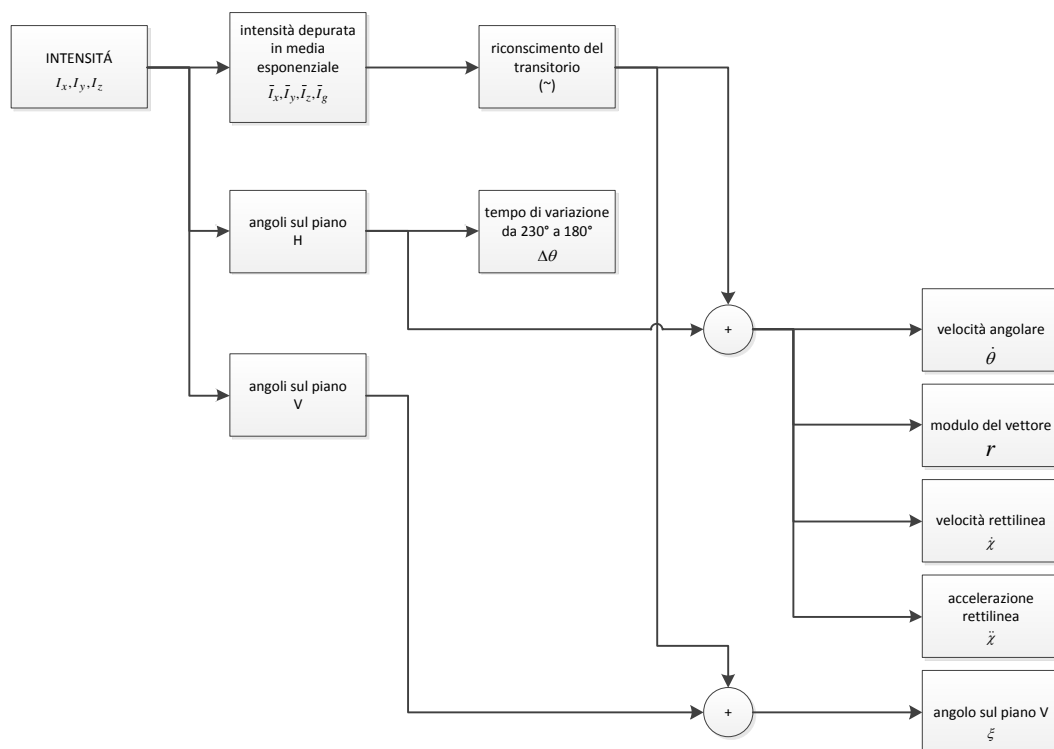


Figura 27 : Schema delle analisi relative all'intensità sonora

⁹ è la distanza dell' punto di mira; oltre questa posizione l'aereo dovrebbe toccare la pista con o senza la manovra di raccordo.

2.4.1 Intensità ed angolo sul piano verticale

Al decollo gli aerei percorrono gran parte della pista a terra, guadagnando la velocità sufficiente perché la portanza delle ali consenta al velivolo di staccarsi dal suolo mentre in atterraggio generalmente sorvolano almeno i primi 300 m¹⁰ della pista.

Si introducono: il modulo dell'intensità lungo l'asse Z, che indica l'elevazione della sorgente rispetto al terreno, e l'angolo ξ , che è compreso tra il terreno e la linea di vista tra la stazione di misura e l'aereo, pertanto:

- quando gli aerei effettuano il decollo intensità I_z ed angolo ξ devono essere minimi (in linea teorica nulli)
- in fase di atterraggio devono essere sufficientemente¹¹ elevati.

Se la stazione di misura viene collocata secondo quanto descritto al paragrafo precedente si avrà che, alcuni secondi prima del passaggio di fronte ai microfoni, la posizione dell'aereo rispetto al suolo sarà accentuata, e qui si concentra l'attenzione della presente analisi.

2.4.2 Tempo di attraversamento dell'ingresso della pista

Questa analisi parte dall'osservazione che quando un aereo entra nell'aerea delimitata dalla pista percorre un certo tratto in un tempo più o meno lungo in funzione della sua velocità. Non si vuole considerare la velocità al transitorio ma il tempo che impiega l'aeroplano a percorrere un certo tratto della pista.

Perché l'analisi sia significativa, si devono introdurre le seguenti ipotesi:

- la sonda deve essere collocata nella parte iniziale della pista
- la finestra di osservazione dev'essere sufficientemente estesa.

Le componenti I_x , I_y determinano la posizione angolare della sorgente acustica sul piano orizzontale, in particolare si è interessati al tempo di variazione dell'angolo all'interno di un determinato intervallo.

¹⁰ lo *aiming point* si trova a questa distanza dall'inizio della pista, indica il punto in cui l'angolo di discesa interseca il suolo.

¹¹ deve essere possibile discriminare l'evento di atterraggio da quello di decollo, sulla base di una differenza di quota che sarà comunque normalmente piccola.

2.4.3 Intensità globale

La presente analisi non è in grado di fornire informazioni riguardo al movimento della sorgente ma è solamente capace di produrre una valutazione del rumore globalmente acquisito dalla stazione di misura e proveniente dall'intero campo osservato. Si indaga sulla possibilità di discernere gli eventi in base all'intensità del rumore che generano.

2.4.4 Velocità angolare sul piano orizzontale

Il movimento dell'aereo lungo la pista è anche qui al centro dell'attenzione, attraverso la velocità angolare identificata al momento del passaggio davanti alla sonda.

Quindi, ad una posizione della stazione di misura coerente con quanto precedentemente descritto, si osserveranno:

- elevate velocità angolari al passaggio quando gli aerei atterrano
- basse velocità angolari al passaggio quando gli aerei decollano

Si dovrà però prestare attenzione all'aleatorietà che può nascere dalla presenza di più piste: un atterraggio distante può essere rilevato come un decollo sulla pista più vicina.

2.4.5 Potenza acustica

Il progressivo allontanamento della fonte di rumore dal sito di acquisizione provoca una graduale attenuazione del livello di pressione sonora, sia per i decolli che per gli atterraggi.

Se si "inseguisse" la fonte di rumore dovrebbe essere possibile notare che:

- nei decolli i motori vengono lanciati a partire da una condizione di minimo che si ha all'inizio della pista (trend di potenza acustica crescente)
- negli atterraggi il rumore dei propulsori tende a diminuire (trend di potenza acustica decrescente)

Con l'obiettivo di distinguere acusticamente la classe di eventi, si focalizza l'attenzione sul livello di potenza caratteristico dalla sorgente, in base a quanto si è descritto al paragrafo 1.2.4.

Si deve valutare contemporaneamente la distanza della sorgente (desunta dall'intensità) e la pressione acustica misurata in modo da poter attribuire, istante per istante, secondo il modello di propagazione sferica, il corretto livello di potenza sonora della sorgente.

2.4.6 Posizione, velocità ed accelerazione rettilinee

Chiamiamo $\tilde{\chi}(t)$ la posizione della sorgente acustica lungo la pista; i valori sono centrati sullo 0 in corrispondenza dell'asse delle ascisse, così da ottenere valori negativi per il primo tratto e positivi per il resto della pista.

L'attenzione è rivolta all'intorno del transitorio, come si evidenzia attraverso il simbolo di tilde (\sim), e si ritiene che se la distanza della pista è selezionata in modo corretto, la velocità $\tilde{\dot{\chi}}(t)$ può risultare utile per interpretare il tipo di evento. Tale velocità sarà mediata su un intervallo abbastanza ristretto intorno all'inversione di segno ed in caso di atterraggio prevediamo valori molto più elevati rispetto ad un decollo.

Si ritiene che anche l'accelerazione potrebbe risultare conveniente per comprendere la tipologia di evento: tipicamente l'atterraggio è principalmente costituito da un'accelerazione negativa volta al completo arresto del mezzo, viceversa accelerazioni positive dovrebbero emergere in fase di decollo.

Curva di approssimazione della posizione lungo la pista

Congiuntamente all'analisi precedente, e, nel dettaglio, a quanto concerne l'approssimazione, si ritiene di poter pervenire ad una distinzione degli eventi tramite la curvatura del polinomio che approssima la posizione rettilinea dell'aereo sulla pista. In tal modo si osservano curvature positive per accelerazioni (decolli), mentre curvature negative, quindi decelerazioni, per gli atterraggi.

Poiché si effettua un'approssimazione si rende necessario eseguire un controllo sul raggio di confidenza ρ .

2.5 Determinazione dei parametri connessi con l'intensità nelle direzioni cartesiane

Quanto viene descritto, per chiarezza in termini generali di intensità I , è da considerarsi valido per ciascuna delle direzioni I_x, I_y, I_z .

La quantità dei dati inerenti all'intensità accede alla presente sezione di analisi nella forma di spettri nel dominio tempo-frequenza.

$$I = I(t, \omega) \quad (33)$$

L'intensità viene introdotta nelle analisi dopo essere stata suddivisa in bande d'ottava,

$$I(t, \omega_{banda}) = \sum_{\omega_j = \omega_c / \sqrt{2}}^{\omega_c \cdot \sqrt{2}} I(t, \omega_j) \quad (34)$$

dove si è definita ω_c la frequenza centrale della banda e ω_j la j -esima componente in frequenza.

Si effettua la media esponenziale in base alla seguente equazione, per ogni istante discreto di tempo t_j

$$\bar{I}(t_j, \omega) = (I(t_j, \omega) + \bar{I}(t_{j-1}, \omega) \cdot n) \frac{1}{n + 1} \quad (35)$$

chiamato n il numero di medie ed ω l'intervallo di frequenze della banda.

Viene successivamente estratta la componente globale di intensità:

$$\bar{I}_g = \sqrt{\bar{I}_x^2 + \bar{I}_y^2 + \bar{I}_z^2} \quad (36)$$

e per ogni coordinata si calcola l'intensità nella forma logaritmica

$$\bar{I}[dB] = 10 \cdot \log\left(\frac{|I|}{10^{-12} W/m^2}\right) \cdot \text{sgn}(I) \quad (37)$$

Nelle conversione viene assunto il valore nullo se l'intensità risultasse inferiore a $10^{-12} W/m^2$ e viene restituito il segno dell'intensità alla forma logaritmica per non perdere la corretta interpretazione del verso.

Angolo del vettore intensità sul piano orizzontale e verticale

Si parte dalla forma non mediata dei moduli dell'intensità, ma sempre nell'ambito delle bande d'ottava

$$I = I(t, \omega) \text{ dove } \omega = \omega_{band} \quad (38)$$

Nel calcolare l'angolo del vettore intensità vogliamo avere il massimo dettaglio, senza quindi eseguire medie che al contrario delinearono la soluzione adeguata ad operare sulle misure di intensità pura.

Si calcola quindi l'angolo sul piano orizzontale in maniera diretta,

$$\theta(t) = \tan^{-1} \left(\frac{I_y}{I_x} \right) \quad (39)$$

in cui lo zero coincide con l'asse delle x .

Mentre sul piano verticale:

$$\xi(t) = \tan^{-1} \left(I_z / \sqrt{I_x^2 - I_y^2} \right) \quad (40)$$

dove lo zero coincide con il piano del terreno.

Rilevamento del transitorio

È bene che sia verificata la direzione di provenienza degli aerei attraverso le coordinate del piano orizzontale dell'intensità.

In funzione della collocazione della sonda sull'area dell'aeroporto si imposteranno le adeguate disuguaglianze volte a:

- verificare che la sorgente sonora si trovi sul lato corretto rispetto alla stazione di misura
- identificare l'istante di inversione di segno della coordinata il cui asse è disposto come la pista

L'attenzione è rivolta agli assi x ed y , in particolare deve:

$$\exists j = [0: \#t] \mid \bar{I}_x(t_j, \omega) < 0 \wedge \bar{I}_y(t_j, \omega) < 0 \quad (41)$$

Solamente se è vera la precedente si procede al successivo passo ricercando se:

$$\exists k = [\hat{j} + 1, \#t] \mid \bar{I}_y(t_k, \omega) > 0 \quad (42)$$

identificando così in definitiva il passaggio in fronte ai microfoni.

Contestualmente si verifica, a questo punto, che sussista una minima variazione determinata dalla soglia σ

$$\bar{I}_y(t_{\hat{k}}, \omega) - \bar{I}_y(t_{\hat{j}}, \omega) > \sigma \quad (43)$$

Se tutte le precedenti sono soddisfatte allora si procede richiedendo al passo successivo di processare il segnale, dall'indice \hat{j} in avanti, alla ricerca di un plausibile transitorio delle y .

Lo schema logico dello strumento virtuale che riconosce e verifica le caratteristiche del transitorio è mostrato in Figura 28.

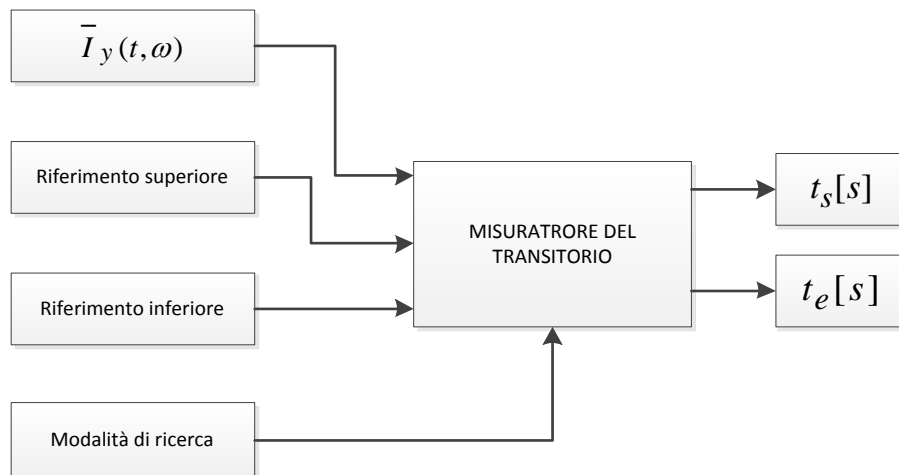


Figura 28 : Schema dello strumento virtuale che esegue il riconoscimento e verifica il passaggio della sorgente sonora (qui la coordinata y indica l'asse parallelo alla pista)

Dall'analisi si ottengono i seguenti risultati:

- istante iniziale del passaggio t_s [s]
- istante finale del passaggio t_e [s]

2.5.1 Calcolo dell'intensità e dell'angolo sul piano verticale

Il modello è focalizzato sulla posizione del transitorio, ma più in particolare sulla regione di poco precedente, il cui intervallo è individuato per mezzo di:

- istante del passaggio t_s [s]
- inizio dell'intervallo di indagine anticipato rispetto al passaggio a_s [s]
- fine dell'intervallo di indagine anticipato rispetto al passaggio a_e [s]

La struttura dell'algoritmo può essere definita mediante il diagramma di flusso di seguito riportato:

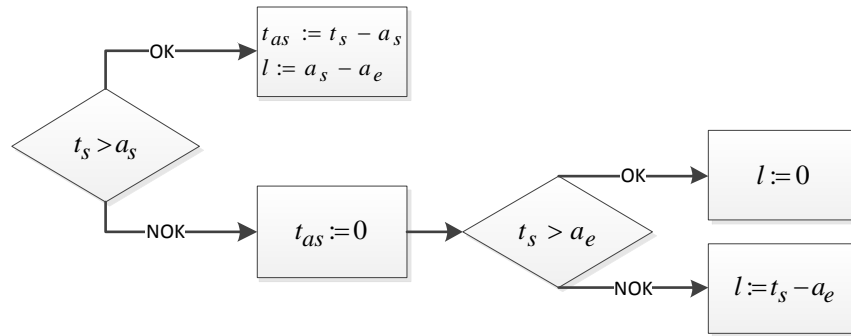


Figura 29 : Schema dell'algoritmo per identificare l'intervallo di tempo di indagine

Note le estremità dell'intervallo, si possono a questo punto isolare:

$$\tilde{I}_z(t) \mid t = [t_{as} : t_{as} + l] \quad (44)$$

ossia la componente verticale dell'intensità lungo l'asse z , e l'angolo sul piano verticale ξ

$$\tilde{\xi}(t) \mid t = [t_{as} : t_{as} + l] \quad (45)$$

Se ne calcolano le medie per uniformare i risultati:

$$\mu(\tilde{\xi}) = \frac{1}{l} \sum_{j=t_{as}}^{t_{as}+l} \tilde{\xi}(t_j) \quad (46)$$

$$\mu(\tilde{I}_z) = \frac{1}{l} \sum_{j=t_{as}}^{t_{as}+l} \tilde{I}_z(t_j) \quad (47)$$

2.5.2 Tempo di attraversamento dell'ingresso della pista

Come primo punto l'algoritmo è volto alla ricerca del trend discensionale della curva (t, θ) :

$$[\theta(t_{i+n}) - \theta(t_i)] < 0 \quad \forall t_i \mid i = 0: \#t - n \quad (48)$$

dove $n = 2$ è il numero adeguato di istanti discreti in cui il record è stato osservato.

Non appena la relazione risulta essere verificata, all'istante $t_{\hat{i}}$, si procede al passo successivo.

Chiamiamo:

- θ_s l'angolo di inizio osservazione
- θ_e l'angolo di fine osservazione

Ricerca del punto di intorno θ_s :

difficilmente la variabile angolo assume esattamente questo valore, dunque si esegue un confronto continuo:

$$\theta(t_{\hat{i}+j}) > \theta_s \wedge \theta(t_{\hat{i}+j+1}) < \theta_s \quad \forall t_j \mid j = 0: \#t - \hat{i} \quad (49)$$

la ricerca così parte dall'istante identificato dall'indice \hat{i} -esimo e prosegue fin quando è verificata la coppia di relazioni. Se esiste tale punto si conclude questo step e si passa al successivo.

Ricerca del punto di intorno θ_e :

con partenza dall'istante di indice \hat{j} -esimo, la ricerca di questo secondo punto prosegue controllando la seguente coppia di disuguaglianze

$$\theta(t_{\hat{i}+\hat{j}+\delta}) > \theta_e \wedge \theta(t_{\hat{i}+\hat{j}+\delta+1}) < \theta_e \quad \forall t_\delta \mid \delta = 0: \#t - \hat{i} - \hat{j} \quad (50)$$

In conclusione il tempo di interesse risulta immediatamente definito dal valore $\delta[s]$.

2.5.3 Rilevamento della massima intensità globale al passaggio

L'intensità \bar{I}_g massima sul transitorio è immediatamente dedotta dalla:

$$\tilde{I}_{g,M} = \max\left(\tilde{I}_g(t_j, \omega)\right) \quad (51)$$

dove t_j risulta limitata tra gli estremi t_s e t_e del transitorio.

2.5.4 Valutazione della velocità angolare sul piano orizzontale

La velocità angolare nel piano orizzontale è interessante quando assume il valore massimo sul transitorio:

$$\tilde{\theta}_M = \max\left(\dot{\theta}(t_j)\right) \quad (52)$$

dove t_j rappresenta la serie d'istanti della serie temporale delimitata da t_s e t_e .

Quando il passaggio dell'aereo davanti al punto di misura non è immediato (ad esempio al decollo) si calcola la media:

$$\mu(\tilde{\theta}) = \frac{1}{t_e - t_s} \sum_{t_j=t_s}^{t_e} \left(\dot{\theta}(t_j)\right) \quad (53)$$

2.5.5 Potenza acustica

Stima della posizione e velocità lungo la pista

Lo schema, estremamente semplificato, evidenzia la posizione della sonda, collocata al centro degli assi x - y e.

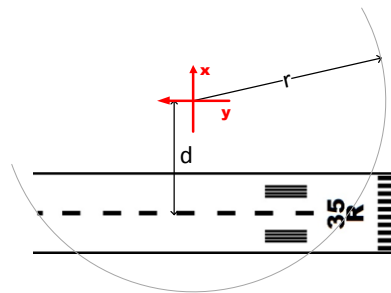


Figura 30 : Identificazione della distanza

La serie di valutazioni del raggio del cerchio \tilde{r} , che interseca, secondo l'intensità acustica, la sorgente di rumore è definito sul transitorio attraverso l'equazione:

$$\tilde{r} = \left| \frac{d}{\cos(\theta(t_j))} \right| \quad (54)$$

in cui $t_j = [t_s - a_s : t_s - a_s + l]$, dove in l [s] rappresenta la durata di osservazione.

Secondariamente si applica l'approssimazione polinomiale secondo la:

$$\tilde{r}_{ap}(t) = \sum_{j=0}^m a_j t^j \quad (55)$$

dove m è l'ordine del polinomio (quadratico è idoneo per descrivere il moto della sorgente in termini di posizione, velocità ed accelerazione), t è definita nello stesso intervallo $[(t_s - a_s) : (t_s - a_s + l)]$ ed a_j i coefficienti del polinomio approssimante, i quali vengono ricavati utilizzando il metodo dei minimi quadrati. Nello specifico l'algoritmo cerca i coefficienti minimizzando:

$$e = \frac{1}{n} \sum_{j=0}^{n-1} (\tilde{r}_{ap} - \tilde{r})^2 \quad (56)$$

in cui n è il numero di elementi $\#\tilde{r}$ sul transitorio considerato.

Modello di propagazione sferica

Attraverso la definizione di raggio \tilde{r} precedentemente definito si può determinare il livello di potenza della sorgente. La relazione di Hopkins e Stryker, espressa dal grafico in Figura 31, analizza i contributi indipendenti in un ambiente ove sia presene una sorgente sonora sferica posta ad una distanza R dal microfono: il livello di potenza intrinseco della sorgente (L_W), il livello di pressione sonora (L_P), il contributo del campo diretto ($Q/4\pi\tilde{r}^2$) e quello riverberato ($4/R_C$).

$$L_p = L_W + 10 \cdot \text{Log} \left(\frac{Q}{4\pi\tilde{r}^2} + \frac{4}{R_C} \right) \quad (57)$$

Il termine R_C , è proporzionale all'indice di assorbimento α e alla superficie, quindi nel nostro caso è infinito.

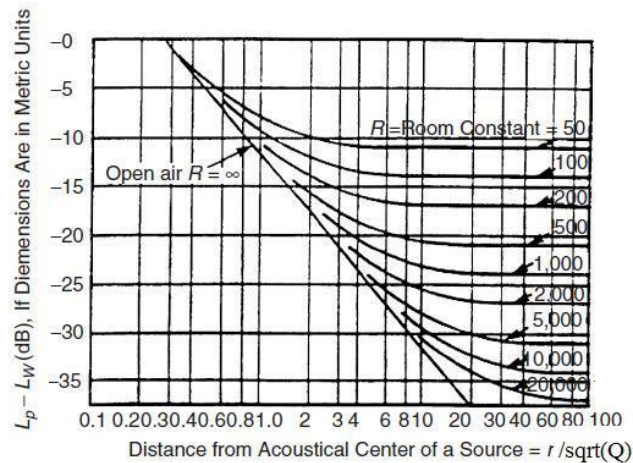


Figura 31 : Relazione di Hopkins e Stryker

La sorgente possiede un livello di potenza sonora che non dipende dalle caratteristiche dell'ambiente, il quale, viceversa, influenza il livello percepito dal microfono attraverso il fattore di direttività Q , e dal coefficiente di assorbimento α . Dato che la sorgente emette semisfericamente per la presenza del terreno sottostante, l'indice di direttività sarà assunto pari a 2.

In altre parole il rumore prodotto da una sorgente in moto relativo rispetto al ricevitore dipende principalmente, nelle nostre circostanze, dalla distanza che li separa; dunque l'idea è quella di valutare come varia la potenza sonora dell'aereo nell'intorno del passaggio davanti ai microfoni: in fase di decollo il rumore dovrà aumentare mentre diminuirà se si tratta di atterraggio.

2.5.6 Approssimazione della posizione, velocità ed accelerazione rettilinea

Si estrae la posizione lineare lungo il transitorio secondo la formula:

$$\tilde{\chi} = -d \cdot \tan(\theta(t_j)) \quad (58)$$

in cui gli istanti t_j sono i medesimi selezionati per la curva (\tilde{r}, t) .

Tuttavia, in questo ambito si utilizza un polinomio approssimante quadratico in quanto meglio si presta a rappresentare il problema; la curvatura viene posta in evidenza.

Si determina l'approssimazione

$$\tilde{\chi}_{ap}(t) = \sum_{j=0}^m a_j t^j \quad (59)$$

minimizzando

$$e = \frac{1}{n} \sum_{j=0}^{n-1} (\tilde{\chi}_{ap} - \tilde{\chi})^2 \quad (60)$$

Derivazione dei coefficienti del polinomio per la definizione di velocità ed accelerazione media nel tratto di passaggio della sorgente davanti alla stazione di misura.

In sintesi il polinomio approssimante assume la forma:

$$\tilde{\chi}_{ap}(t) = at^2 + bt + c \quad (61)$$

dunque è immediato il calcolo della derivata

$$\tilde{\chi}'(t) = \frac{d\tilde{\chi}_{ap}(t)}{dt} = 2at + b \quad (62)$$

e del valore medio di velocità al passaggio

$$\mu(\tilde{\chi}') = \frac{1}{l} \sum_{j=t_s-a_s}^{t_s-a_s+l} 2at_j + b \quad (63)$$

Direttamente si definisce l'accelerazione lungo il tratto:

$$\tilde{\chi}'' = 2a \quad (64)$$

Calcolo dell'approssimazione della posizione lungo la pista

Il metodo esprime l'accuratezza dei risultati, i quali, poiché provengono da un'approssimazione sono soggetti ad errori; l'idea è dunque quella di specificare un livello di confidenza, da utilizzare per calcolare una t-statistica che scali la deviazione standard della concavità e definisca un intervallo di accettabilità.

Si imposta un livello di confidenza del 95% significando che la migliore approssimazione calcolata per i coefficienti ricade all'interno di un limite inferiore ed uno superiore.

Schematicamente quanto è di nostro interesse è evidenziato dal grafico seguente:

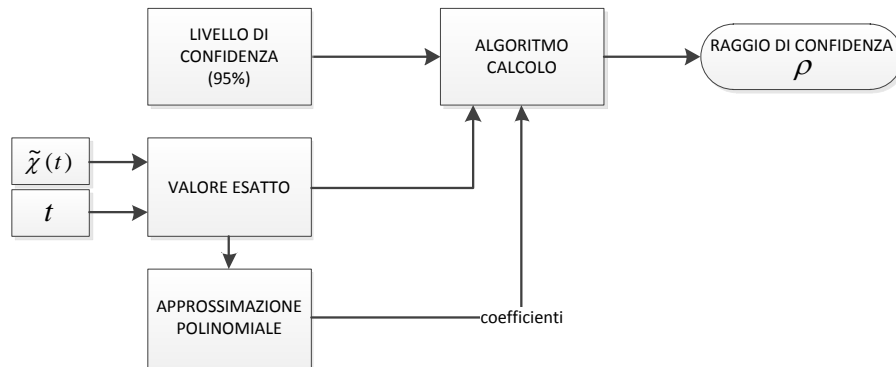


Figura 32 : Schema degli strumenti virtuali preposti all'approssimazione e verifica dell'accelerazione

Un qualsiasi coefficiente di curvatura positivo, nel campo di rilevamento della sonda, indica un'accelerazione, ossia l'incremento di velocità in funzione del tempo tipico dei decolli. Al contrario, quando il coefficiente è inferiore allo zero, la velocità diminuisce, rilevando quindi la fase di decelerazione lungo la pista propria della fase conclusiva della procedura di atterraggio.

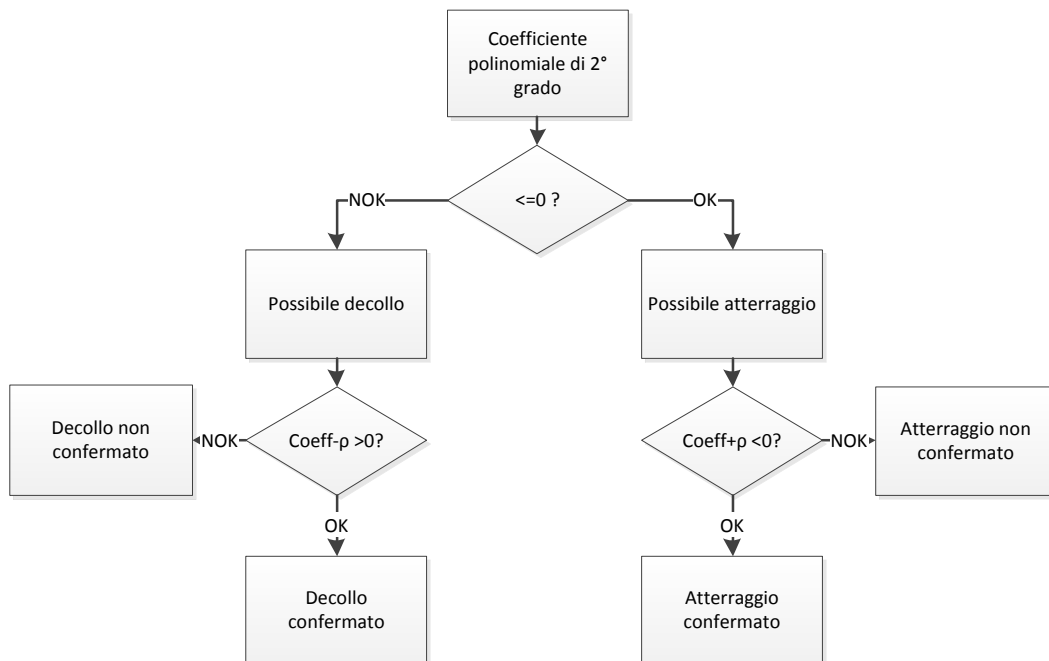


Figura 33 : Schema per determinare l'evento dalla curvatura dell'approssimazione della posizione sulla pista

La sottrazione del raggio di confidenza ρ dal coefficiente positivo, oppure la somma al coefficiente negativo, deve condurre ad un risultato il cui segno sia coerente con quello del coefficiente stesso; questo allo scopo di confermare (con una certezza del

95 %) che si tratti di un evento di atterraggio o decollo, a dedursi dal profilo di approssimazione delle posizioni della sorgente acustica.

È importante individuare il raggio di confidenza ρ da adottare come metodo di verifica dell'approssimazione: qualsiasi sia la curvatura, positiva oppure negativa, il risultato del $\Delta\rho$ sottratto o sommato al valore deve produrre un valore il cui segno sia coerente con quello della curvatura stessa. Una variazione $\Delta\rho$ minima indica una migliore approssimazione.

3 Analisi sperimentali

L'aeroporto di Milano Malpensa è riservato all'aviazione civile per il trasporto di persone e merci; il traffico dei passeggeri è concentrato prevalentemente nelle ore diurne mentre durante la notte prevale il traffico merci. Rappresenta il maggiore scalo del nord Italia e le dimensioni degli aerei che vi transitano è medio-grande¹².

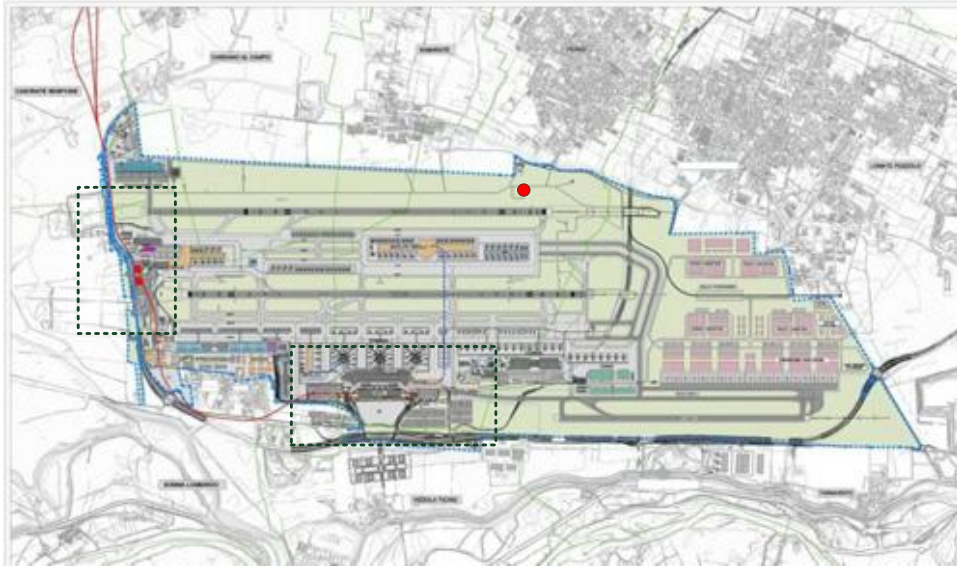


Figura 34 : Schema dell'aeroporto di Malpensa

In Figura 34 è riportata la planimetria dell'aeroporto in cui si possono distinguere 4 zone:

- terminal 1, il più grande, collocato nella zona tratteggiata in basso
- terminal 2, sul lato sinistro, in direzione nord
- parcheggi
- piste (larghezza: 60 m , lunghezza 3900 m)

I vari percorsi di colore grigio indicano le vie di rullaggio mentre il cerchio rosso indica la posizione della stazione di misura. Ambo le piste possono essere percorse in entrambi i sensi sia per gli atterraggi che per i decolli.

¹² Intendiamo in questo senso velivoli dotati prevalentemente di più propulsori di tipo turbo-fan e con aperture alari superiori ai 30 m.

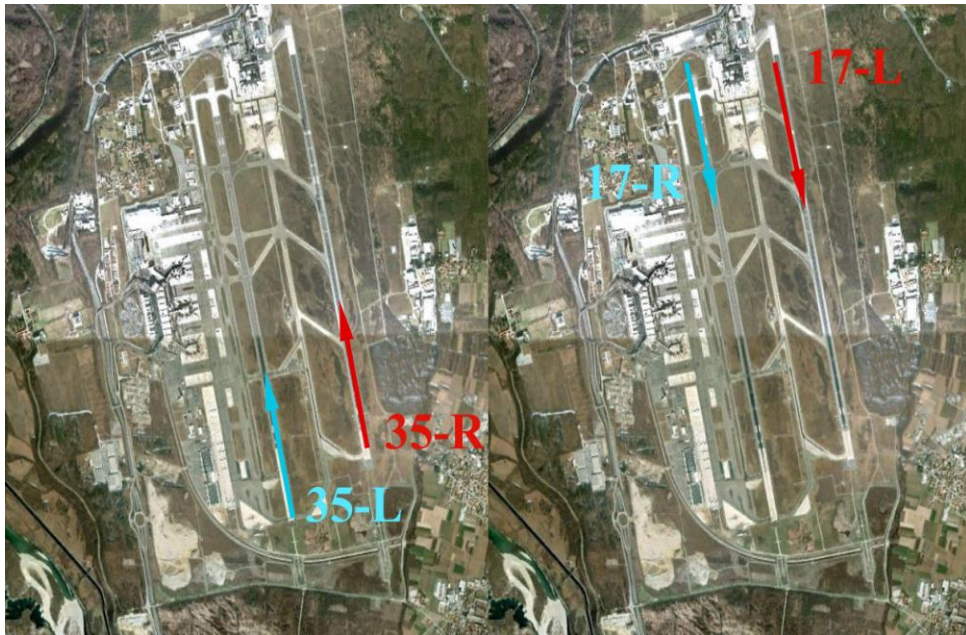


Figura 35 : Direzioni delle piste dell'Aeroporto di Malpensa

In Figura 35 sono mostrate le direzioni delle piste e la nomenclatura in funzione del senso di percorrenza:

- pista in direzione est, percorsa verso nord: 35-R
- pista in direzione est, percorsa verso sud: 17-L
- pista in direzione ovest, percorsa verso nord: 35-L
- pista in direzione ovest, percorsa verso sud: 17-R

La pista impiegata, come si è parlato al paragrafo 1.1, dipende principalmente dalle condizioni atmosferiche. In presenza di forte vento è favorevole che questo risulti contrario in atterraggio per incrementare la resistenza aerodinamica.



Figura 36 : Pista d'atterraggio 35-R e riferimento cartesiano adottato per le misurazioni

La sonda è stata collocata a 135 m dal centro della pista 35-R e a 960 m dalla 35-L. Gli assi cartesiani identificano il riferimento utilizzato per descrivere il vettore dell'intensità; quando il rumore proviene dalla pista il valore di x è negativo, mentre l'asse delle y è orientato nel verso di percorrenza degli aerei mostrato in Figura 36. L'asse delle z è diretto verso l'alto.



Figura 37 : Sonda di misurazione dell'intensità con copertura protettiva

I trasduttori sono stati collocati sopra un'impalcatura metallica ad un'altezza di circa 2 m dal suolo, mentre la strumentazione dedicata all'acquisizione del segnale e il salvataggio dei dati è posizionata all'interno di un adeguato contenitore a tenuta stagna. Il rivestimento in tessuto avvolge la rete metallica proteggendo i microfoni dalle intemperie.



Figura 38 : Particolare della sonda 3D che mostra le 3 coppie di microfoni

All'interno dell'involucro protettivo la sonda di intensità 3D si presenta sostenuta dalla struttura in alluminio che vincola i microfoni ai vertici; essi sono distanti 50 mm e diretti secondo lo schema triassiale x-y-z in cui:

- i microfoni 0-1 sono disposti secondo l'asse x
- la coppia 2-3 secondo l'asse z
- la coppia 4-5 secondo l'asse y

I dati sono stati acquisiti ininterrottamente a partire dal pomeriggio del 18 luglio 2011 fino alla mattina del 26 luglio 2011. I record sono stati registrati utilizzando il formato ad-hoc Labview® TDMS, suddividendo il flusso di informazioni in file di 60 s ciascuno.

Le caratteristiche del segnale acquisito sono:

- dati per canale: 600 k
- numero di canali: 6
- sampling rate: 10 kHz
- unità di misura: Pascal
- riferimento per scala logaritmica dB: 20 E-6 Pa
- dimensione media: 28 MB

3.1 Sviluppo del programma ed analisi dei dati

Come si è detto la parte di ascolto (tramite scheda audio del pc) è stata indispensabile non solo per ottenere una conoscenza di base del problema ma anche per fornire quel termine di paragone per stimare la bontà dei risultati.

Dal punto di vista uditivo, ricercando delle caratteristiche oggettive, talvolta è risultato difficile riconoscere il tipo di evento (es atterraggio/decollo) e la posizione (pista direzione 35 o 17).

Gli strumenti che rientrano nello studio sono relativi a tre categorie:

- l'analisi dei dati in pressione
- la conversione dell'acquisizione in pressione in dati di intensità
- l'analisi dei dati di intensità

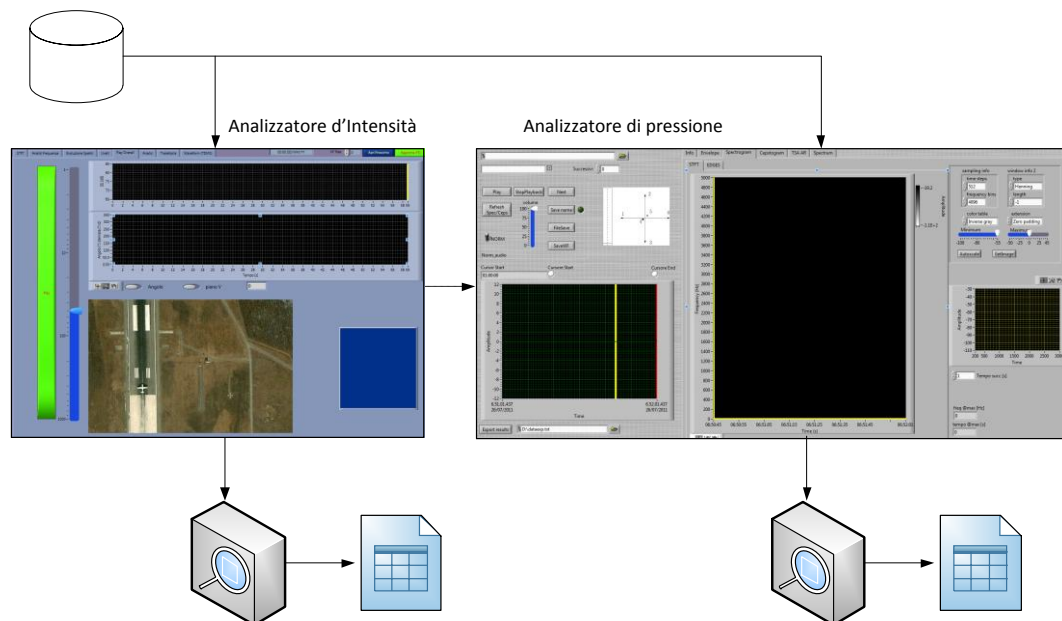


Figura 39 : Flusso dei dati e strumenti virtuali LabView®

La Figura 39 mostra lo schema logico di analisi: i dati contenuti su un supporto vengono passati all'analizzatore di intensità (dopo essere stati convertiti secondo l'algoritmo di interpretazione dei dati in pressione della sonda 3D) e all'analizzatore di pressione, successivamente entrambi i VI eseguono dei test e forniscono i risultati organizzati in fogli di calcolo che verranno poi raggruppati per la valutazione finale dei risultati in Excel®. Poiché la storia temporale è suddivisa in un numero di record molto elevato tutti i programmi e i relativi test sono stati pensati per elaborare quantità

di file unendoli in modo consequenziale a formare un flusso continuo, ma consentendo di assegnare i risultati a ciascun record.

3.2 Calibrazione e conversione

Lo strumento virtuale, come ogni altro strumento, richiede un'operazione preliminare di calibrazione permettendo di legare, attraverso una relazione, la grandezza in ingresso al trasduttore ed il suo output in tensione o corrente.

La strumentazione utilizzata per questa fase è la seguente:

- N° 6 microfoni BSWA
- Calibratore livello di pressione sonora da ½" Larson Davis 94 dB @ 1kHz
- N° 2 NI 9234: moduli di campionamento simultaneo multicanale 24 bit – max 51.2 kS/s in tensione +/- 5 V

L'elaborazione dei dati in pressione (contenuti nei file TDMS) viene effettuata utilizzando una finestrazione di tipo Hanning, idonea per applicazioni general-purpose adeguata alle misurazioni che coinvolgono transitori più lunghi rispetto alla dimensione della finestra, ottenendo delle buone risoluzioni spettrali. Inoltre la storia temporale di ciascun record è stata suddivisa in 60 parti, ottenendo così l'evoluzione del vettore intensità ogni 60 secondi. La scelta deriva dal fatto che le variazioni che si osservano nei livelli di intensità sono piuttosto lente, o meglio le velocità alla quale si muovono gli oggetti (aerei) che vogliamo riconoscere sono elevate (specie all'atterraggio) ma viaggiano lungo percorsi sufficientemente distanti dalla zona in cui era collocata la sonda, altra ragione è il miglioramento dell'intuitività delle analisi, senza comunque escludere la possibilità di introdurre adeguati coefficienti per regolare la corretta interpretazione dei dati a diverse *sampling rate*.

Il limite superiore del campo di frequenze dipende dalla spaziatura dei microfoni, impostata a 0.05 m e si raggiungono abbondantemente frequenze fino ai 2.8 kHz, limite delle analisi nel presente studio.

Il programma svolge la media sui dati convertiti secondo le seguenti impostazioni:

- Tipo di media: vettoriale
- Pesatura: esponenziale
- Numero di medie: 3

Svolgere la media dei valori secondo il criterio vettoriale su più canali consente di ridurre sensibilmente il valore del rumore di fondo in quanto la parte reale del segnale viene mediata separatamente da quella immaginaria (la fase del rumore è casuale).

Il metodo esponenziale fornisce risultati con una curva più regolare e quindi meno soggetta ai picchi eventualmente presenti, il numero di medie che viene considerato è 3 in questo caso.

Dal processo di calibrazione si ottengono dati con le seguenti caratteristiche:

- Dimensione: 18 MB ca. / min
- Risoluzione frequenza 10 kHz

ed ogni set di dati trasporta le seguenti informazioni:

- Intensità I_x
- Intensità I_y
- Intensità I_z
- SPL

3.3 Analizzatore di pressione e test

In Figura 40 è riportata la parte di codice che svolge l'analisi del livello di pressione descritto al paragrafo 2.3.1

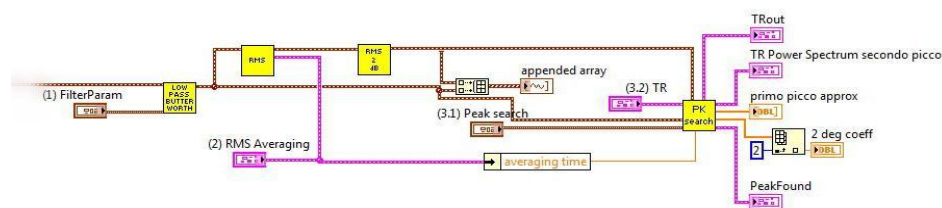


Figura 40 : VI preposto all'analisi dell'SPL

con particolare riferimento al Sub-VI “pk-search” è riportata in Figura 41 la parte di codice implementata per determinare le caratteristiche del picco, verificare la distanza se è presente più d'uno e la potenza in banda relativa al secondo picco, nell'ambito dell'identificazione dell'inversore di spinta. (par. 2.3.2)

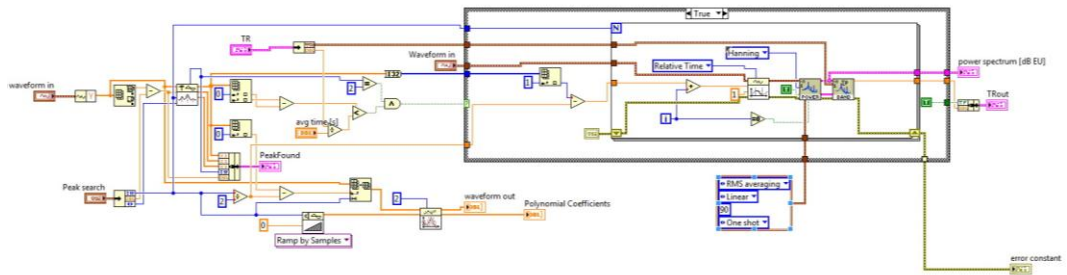


Figura 41 : Sub-VI preposto all'estrazione delle caratteristiche relative all'SPL

La ricerca delle componenti armoniche è svolta per mezzo del VI di Figura 42, il quale implementa il codice descritto ai paragrafi 2.2.3 e 2.3.3. L'algoritmo automaticamente svolge l'indagine sulla parte di segnale interessata e determina la minor deviazione standard della distanza tra le componenti armoniche.

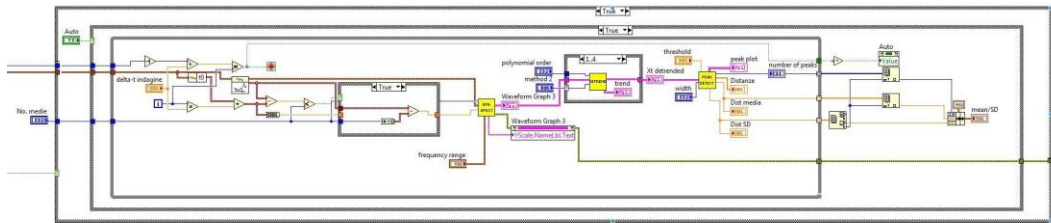


Figura 42 : VI per la ricerca delle componenti armoniche nello spettro del segnale

In Figura 43 è mostrata la parte di codice preliminare a quanto descritto ai paragrafi 2.2.4 e 2.3.4; viene realizzata la trasformata di Fourier STFT e il calcolo del cepstrum.

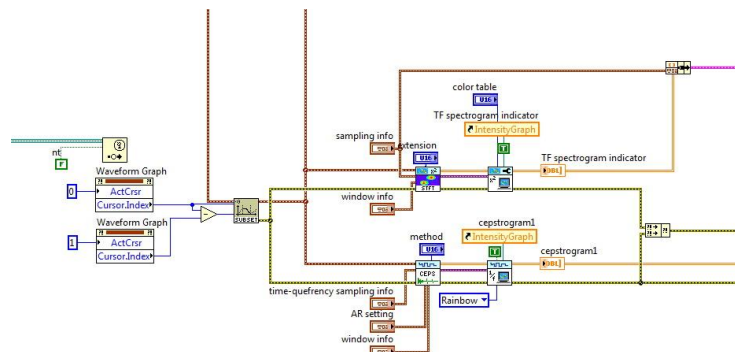


Figura 43 : Calcolo della STFT e Cepstrum

Successivamente, in Figura 44 è mostrato il VI preposto alle analisi sullo spettrogramma

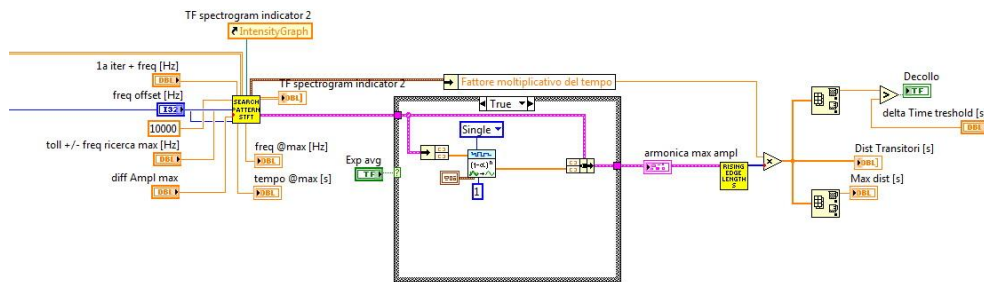


Figura 44 : VI preposto all'indagine della STFT

attraverso il Sub-VI che svolge l'algorithmo di ricerca in Figura 45 ed il test di convalida dei pattern secondo quanto detto al paragrafo 2.3.4, è possibile rilevare l'evento di decollo attraverso la STFT.

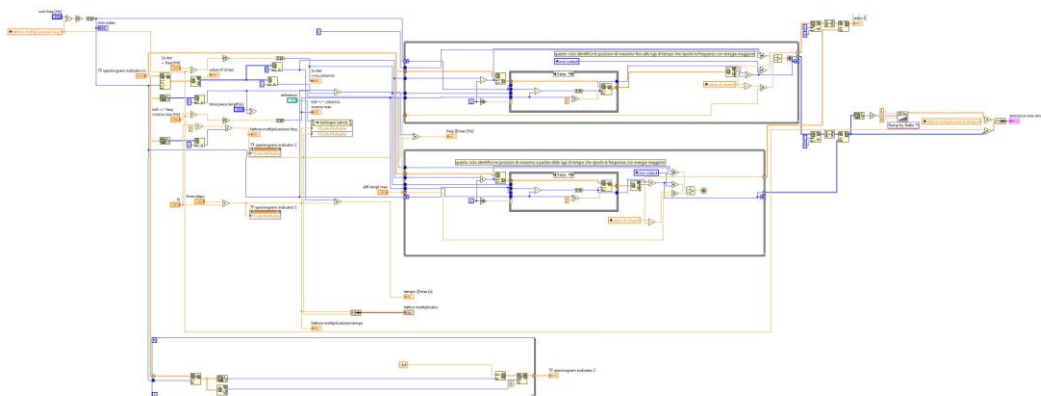


Figura 45 : Metodo di ricerca di pattern nello spettrogramma

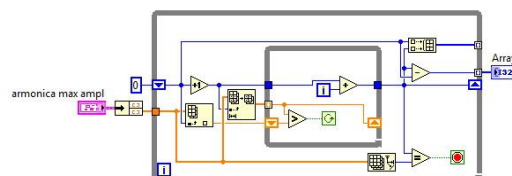


Figura 46 : Test di accettabilità del pattern mediante valutazione della lunghezza dei trend

Similmente, in Figura 47 è mostrato il codice che ricerca e calcola il numero di linee (in banda di quefrenze) come presentato al paragrafo 2.2.5.

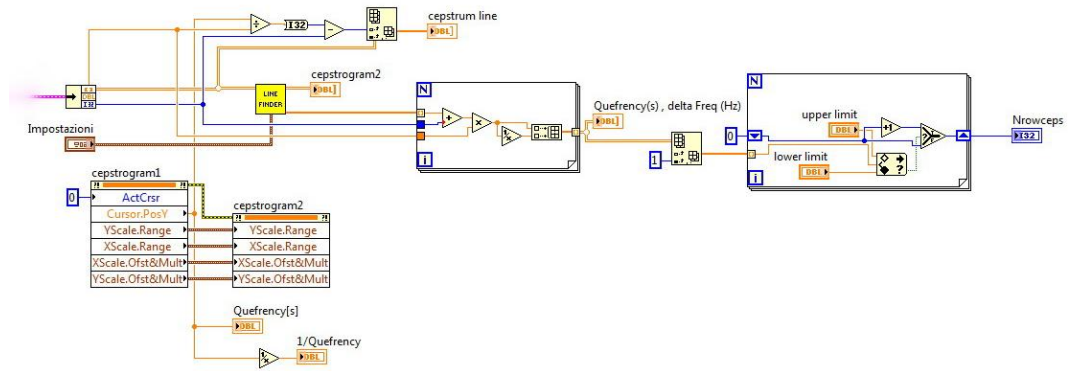


Figura 47 : VI per la ricerca degli schemi nel cepstrum

In Figura 48 è evidenziato il dettaglio del Sub-VI “line finder” del presente codice.

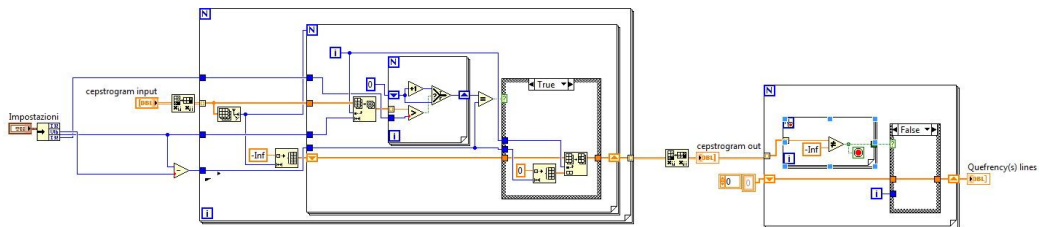


Figura 48 : Particolare del Sub-VI di ricerca del pattern del cepstrogramma

Infine, non direttamente connesso alle analisi, ma di grande aiuto per la comprensione del problema nella prima parte del presente lavoro, si è costruito un codice volto alla riproduzione dei dati in pressione di ognuno dei canali (all’udito indistinguibili) dell’intensimetro.

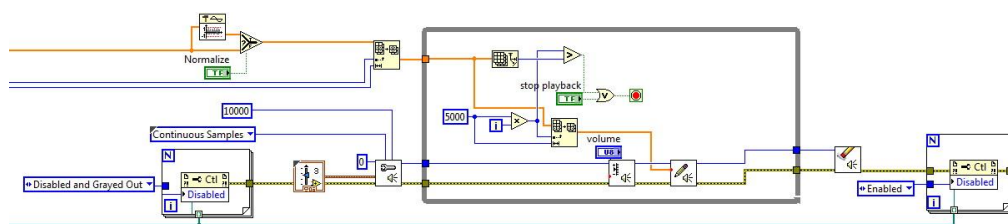


Figura 49 : VI destinato alla riproduzione audio di un selezionabile canale della sonda

3.4 Analizzatore di intensità e test

Il fine ultimo del presente studio è identificare l'innescò dell'inversore di spinta attraverso un riconoscimento preliminare del tipo di evento aeroportuale attraverso il suono. Si affronta il problema in un'ottica generale, nel modo più vasto possibile. Lo strumento virtuale utilizzato e perfezionato ha il compito di produrre tutte quelle informazioni che aiutano a comprendere i dati visivamente.

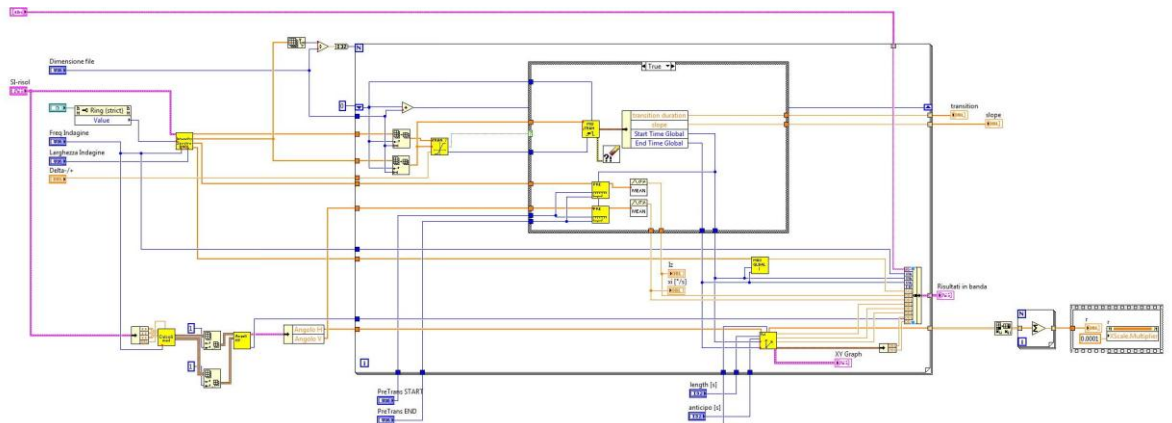


Figura 50 : Block diagram generale della parte di test in intensità

Le parti principali dell'interfaccia consentono di:

- osservare gli spettrogrammi dei 6 segnali in pressione che compongono l'intensità
- osservare come varia l'intensità nelle componenti cartesiane e globalmente in funzione del tempo
- osservare la variazione dell'angolo sul piano orizzontale e verticale, nonché valutare la derivata di tale angolo
- osservare la traiettoria descritta dalla fonte acustica nello spazio
- osservare la potenza sonora assumendo modello di propagazione sferica
- test automatici descritti ai paragrafi 2.4 e 2.5

Evoluzione dell'intensità nel tempo

Dai dati ricavati dalla calibrazione e conversione, come descritto al paragrafo 3.2, è necessario estrarre i campi di frequenze che si intende analizzare; il processo è svolto dal codice descritto in Figura 51. La matrice che contenente l'evoluzione temporale dell'intensità in tutto lo spettro viene convertita in un array contenente la media esponenziale limitatamente al *range* di frequenze richiesto. L'algoritmo, se richiesto, esegue la conversione in formato logaritmico.

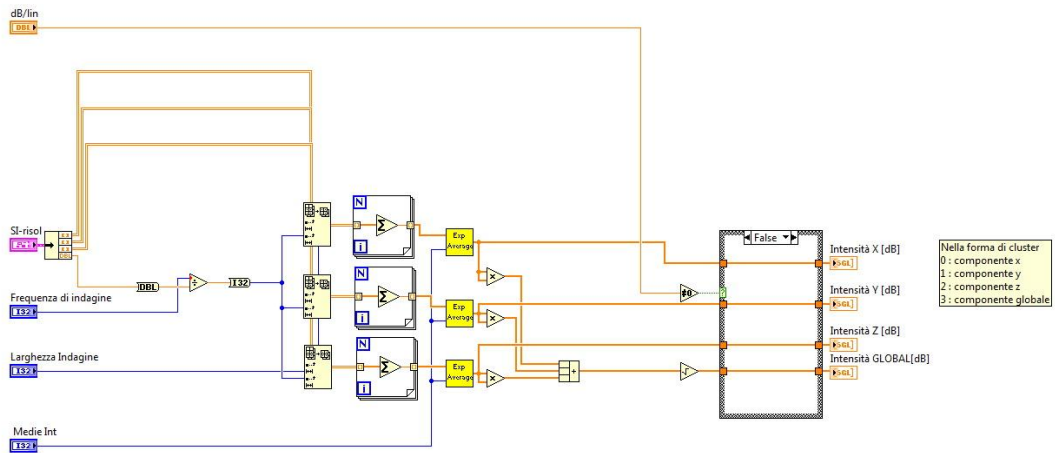


Figura 51 : Sub-VI per il calcolo dell'evoluzione dell'intensità nel tempo

Evoluzione dell'angolo nel tempo

Il programma, dal punto di vista dell'osservazione dei dati, permette di ottenere i grafici di andamento dell'angolo dell'intensità sul piano orizzontale e verticale.

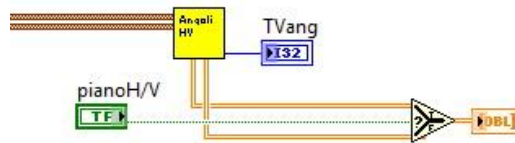


Figura 52 : Schema del selettore per la visualizzazione del piano di osservazione

Traiettoria

La figura rappresenta la traiettoria della fonte acustica identificata dalla sonda 3d sul piano x-y, il record, della durata di un minuto, si riferisce all'acquisizione di un decollo; possiamo notare che si svolge integralmente nel semipiano delle x negative e la successione dei punti va dalle y negative alle y positive. La curva presenta un'ondulazione iniziale che possiamo attribuire al rumore di fondo, al SPL ancora basso della sorgente nella fase di *taxiing*, all'esistenza di altre fonti di rumore in prossimità della pista, ecc. Inoltre la rappresentazione si riferisce ad un determinato campo di frequenza, in questo caso tra 100 e 200 Hz.

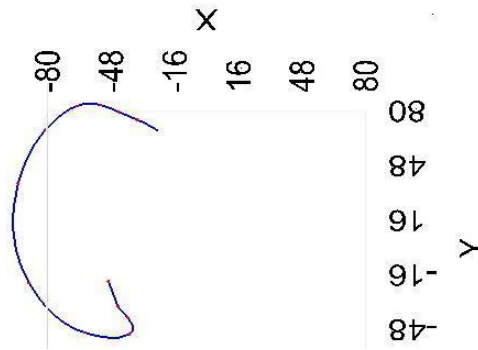


Figura 53 : Esempio di traiettoria acustica

Modello di propagazione sferica

In Figura 54 è mostrata la parte di codice che permette di visualizzare la potenza acustica tenendo conto della propagazione sferica descritta al paragrafo 2.4.5.

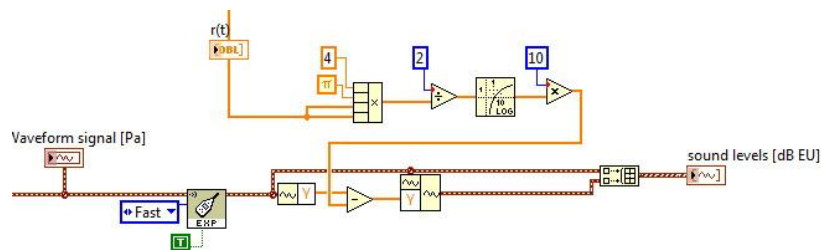


Figura 54 : Schema del calcolo del modello di propagazione sferica

Test

I test vengono automaticamente eseguiti al caricamento dei dati nell'interfaccia di analisi dell'intensità e vengono elaborati secondo lo schema logico riportato di seguito.

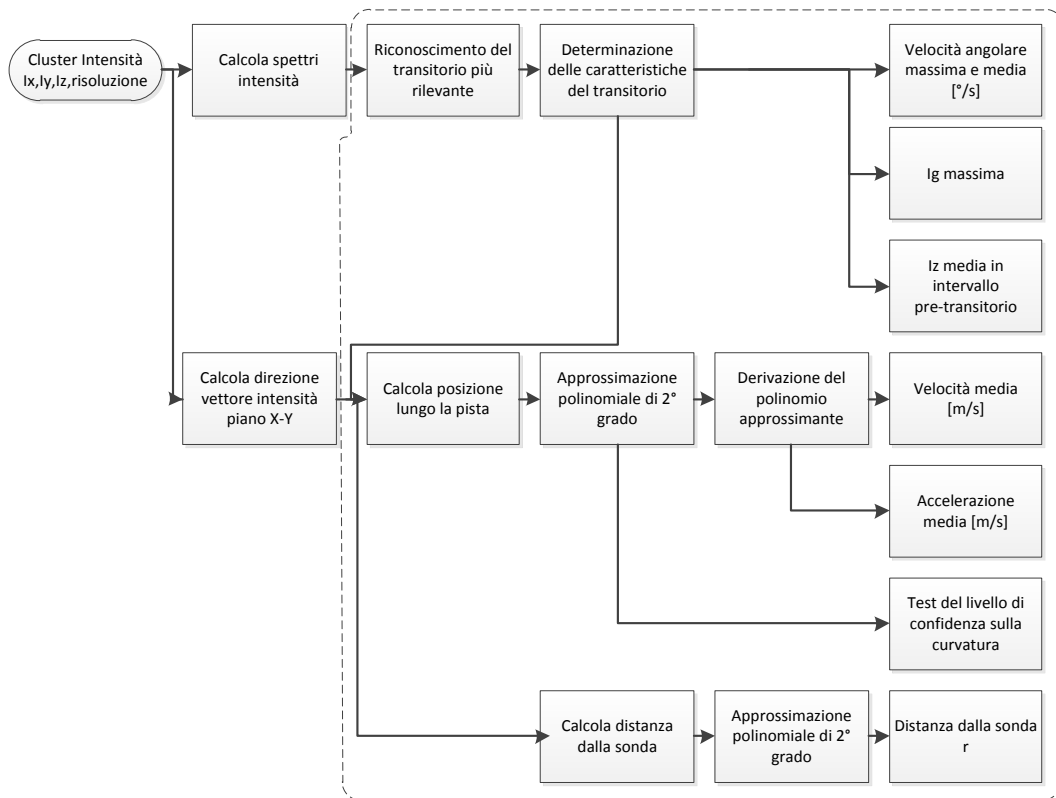


Figura 55 : Schema complessivo delle analisi inerenti l'intensità

In termini di analisi dei dati, i risultati vengono suddivisi per record e assemblati nelle 4 distinte bande di frequenza all'interno di un foglio di calcolo che viene aggiornato automaticamente.

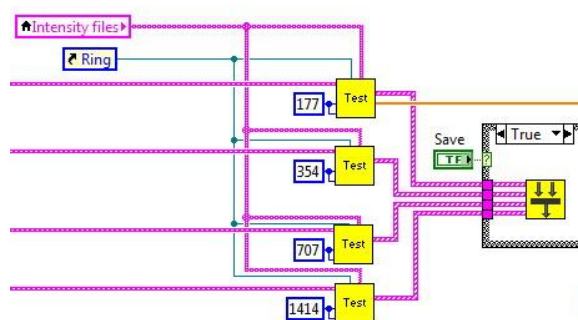


Figura 56 : Parte di strumento virtuale destinato ai test e all'esportazione in foglio di calcolo

Si riportano di seguito alcune parti che permettono il calcolo delle grandezze citate al paragrafo 2.4; alcuni Sub-VI sono utilizzati più volte all'interno del programma e forniscono uscite utili per analizzare diverse grandezze, quindi non è possibile mostrare uno schema perfettamente distinto.

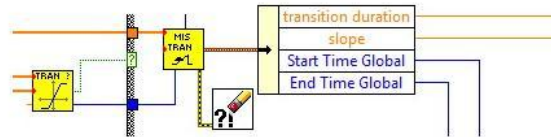


Figura 57 : Riconoscimento dell'intensità secondo planimetria aeroporto

Se facciamo riferimento alla Figura 34 si tiene conto, attraverso la parte di codice di Figura 57, della presenza del corretto schema di provenienza del suono.

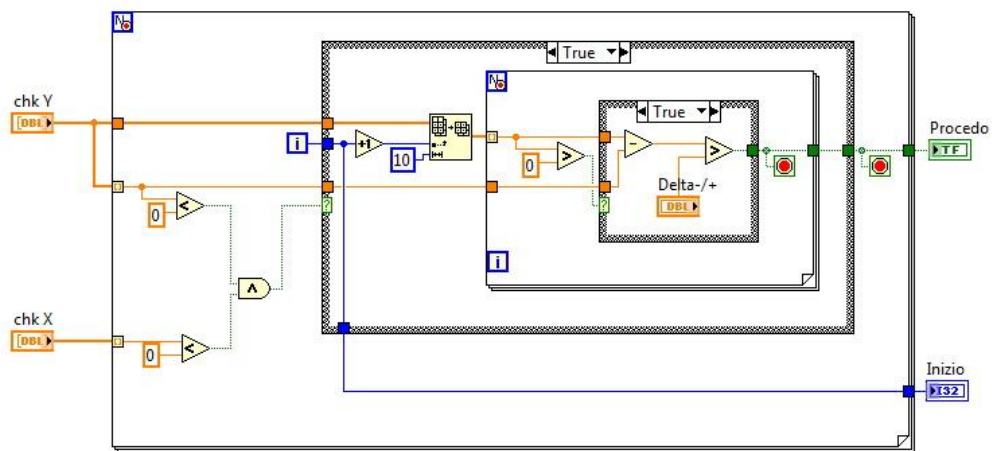


Figura 58 : Sub-VI preposto al controllo dell'area di provenienza del suono

La Figura 58 mostra il codice utilizzato per verificare la corretta provenienza del suono (area della pista e transitorio dal y negative a positive, ossia direzione sud-nord pista 35-R); in questa fase il programma controlla inoltre che la variazione di intensità sia superiore ad una determinata soglia. Prima di procedere con ulteriori test è necessario che sia riconosciuto un plausibile passaggio di un aereo davanti alla stazione di misura (nulla si può dire sulla tipologia di evento in questa).

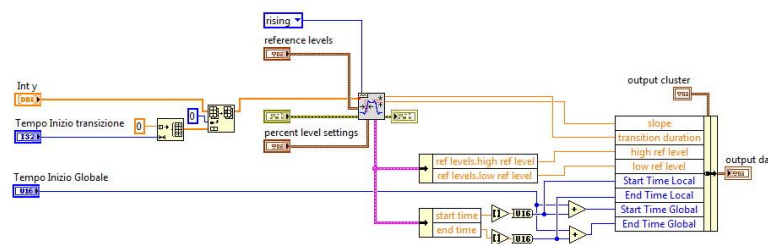


Figura 59 : Dettagli del Sub-VI per determinare il transito

Si valuta il tempo di variazione dell'angolo, come descritto al paragrafo 2.5.2, per mezzo del Sub-VI rappresentato in Figura 60.

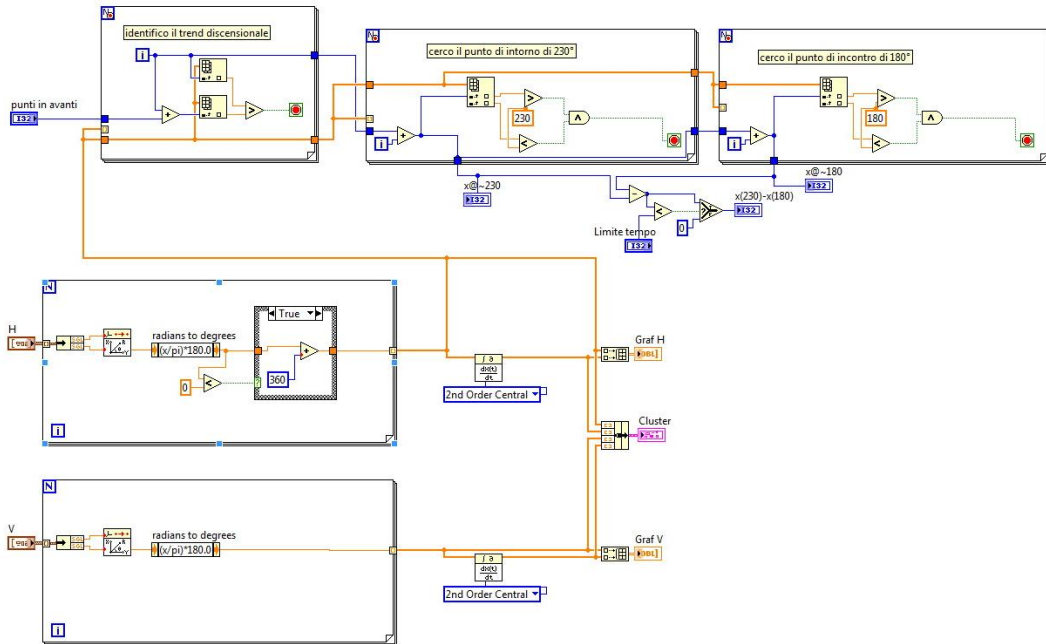


Figura 60 : Sub-VI per la determinazione del tempo di attraversamento

Da qui otteniamo anche i dati per stimare l'angolo sul piano verticale ξ (insieme all'intensità I_z) come descritto al paragrafo 2.4.1 ed orizzontale come da paragrafo 2.5.4.

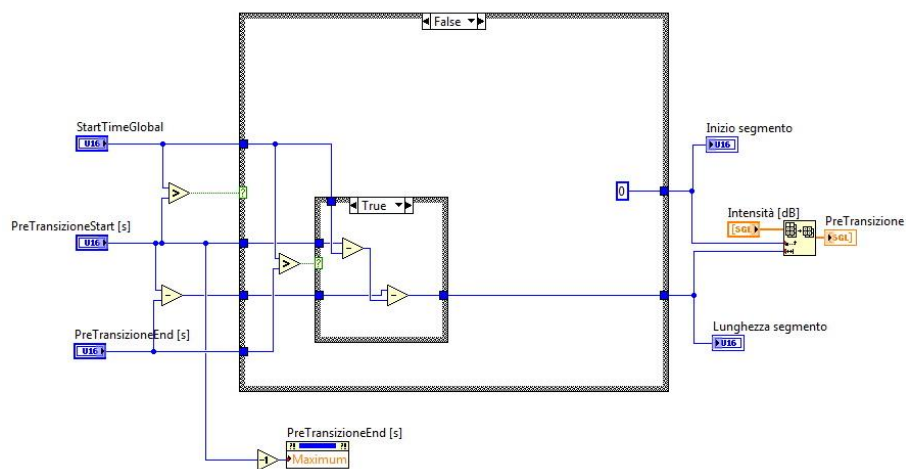


Figura 61 : Sub-VI per il calcolo della regione di anticipo

Si è illustrata precedentemente la ragione per cui è opportuno valutare la componente verticale (e l'angolo) in anticipo rispetto al passaggio davanti alla stazione di misura, questo aspetto viene valutato mediante la parte di codice grafico mostrato in Figura 61.

Poiché non possiamo conoscere a priori la posizione del transitorio all'interno del record ed essendo questi input regolati una tantum è necessaria la logica che impone al Sub-VI di estrarre sempre una parte opportuna del record.

Esempio:

- StartTime [s] 30 7
- Pre-transitorio inizio [s] 10 10
- Pre-transitorio fine [s] 4 5
- Inizio array [s] = 20 = 0
- Lunghezza array [s] = 6 = 3

Il codice di Figura 62 è orientato alla determinazione della posizione della fonte sonora (aereo) lungo la pista a cavallo dell'istante del passaggio come descritto precedentemente.

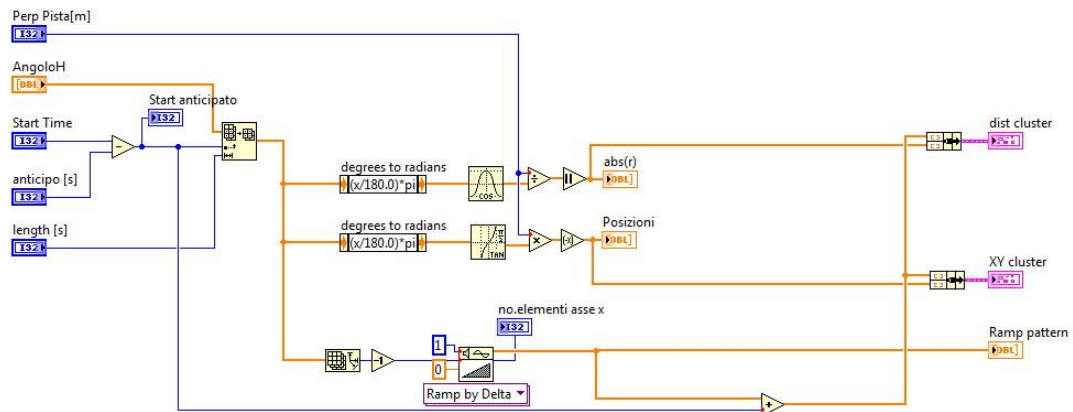


Figura 62 : VI destinato alla determinazione della posizione lungo la pista

Successivamente viene svolta l'approssimazione polinomiale con annesso test di confidenza per valutare velocità ed accelerazione del velivolo al fine di osservare quando descritto al paragrafo 2.4.6.

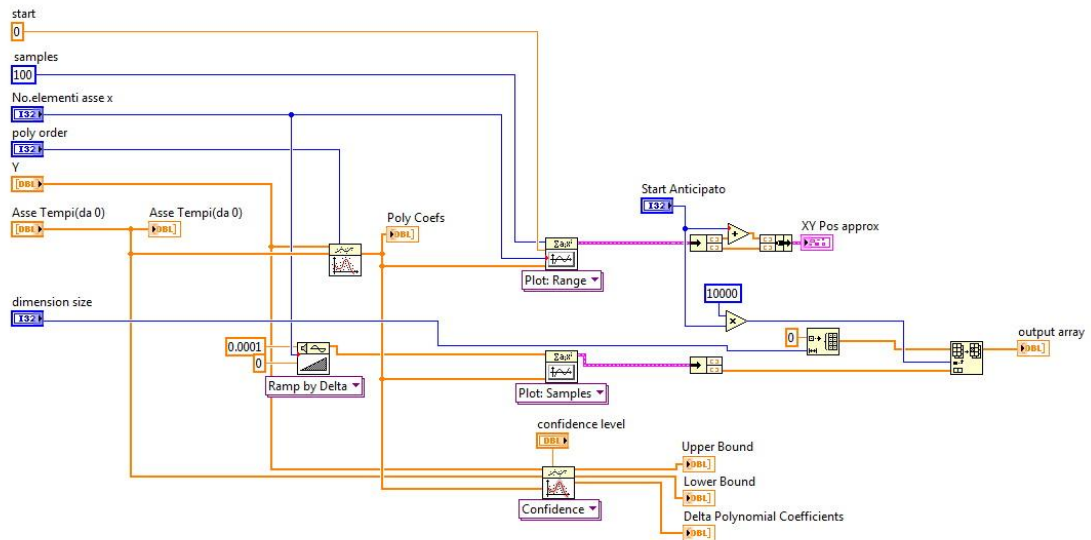


Figura 63 : VI destinato all'esecuzione dell'approssimazione polinomiale

Naturalmente, con riferimento alla Figura 63, il raggio di confidenza viene analizzato successivamente.

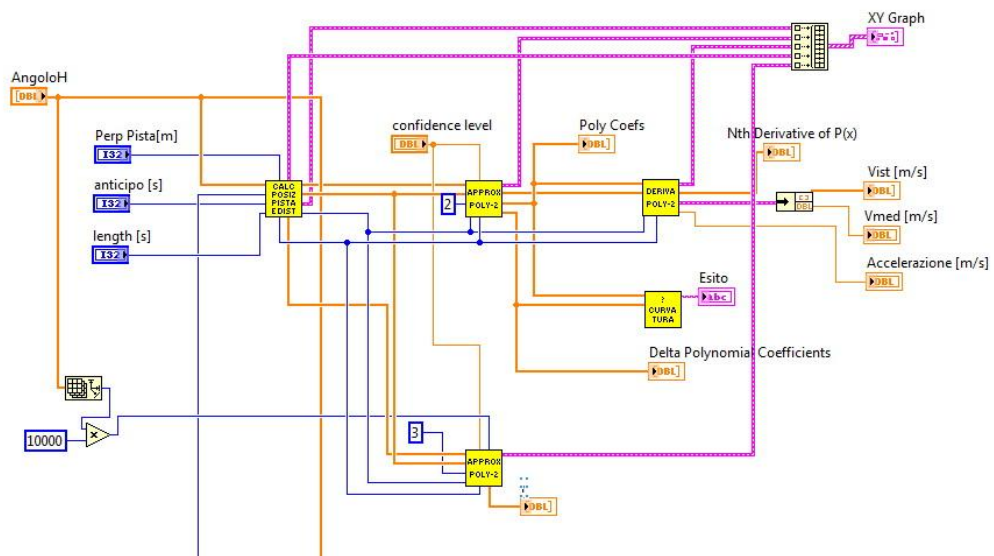


Figura 64 : Parte di Sub-VI per la stima della posizione, velocità ed accelerazione

4 Misure

Gli esempi di atterraggio e decollo descritti in questo capitolo possono essere considerati generici, ma a posteriori possiamo confermare i commenti che verranno riportati.

4.1 Pressione

4.1.1 Curvatura del picco di livello di pressione sonora

Con riferimento ai paragrafi 2.2.1 e 2.3.1, si presentano gli indici utilizzati per il caso in esame e alcune considerazioni a riguardo.

- *Averaging time*: 1 s
- Costante di tempo della media esponenziale: 2 s
- Larghezza del picco (δ): 9 s
- Soglia (η): 10 dB

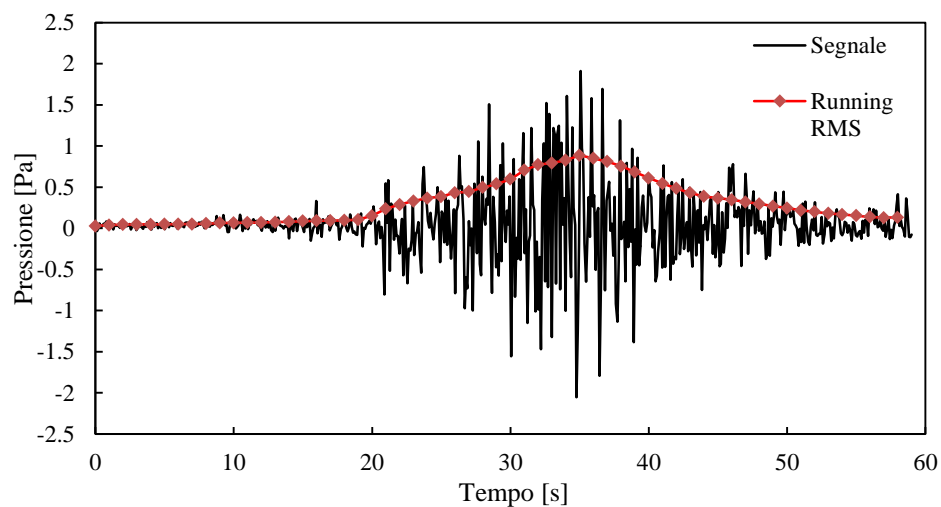


Figura 65 : Grafico del segnale e dell'RMS viaggiante della registrazione di un decollo

La Figura 65 rappresenta un record della storia temporale del decollo di un aereo, al quale è stato sovrapposto l'RMS viaggiante, è possibile notare come l'aumento di energia sia graduale fino al momento del passaggio davanti ai microfoni e diminuisca nei circa 30 s successivi.

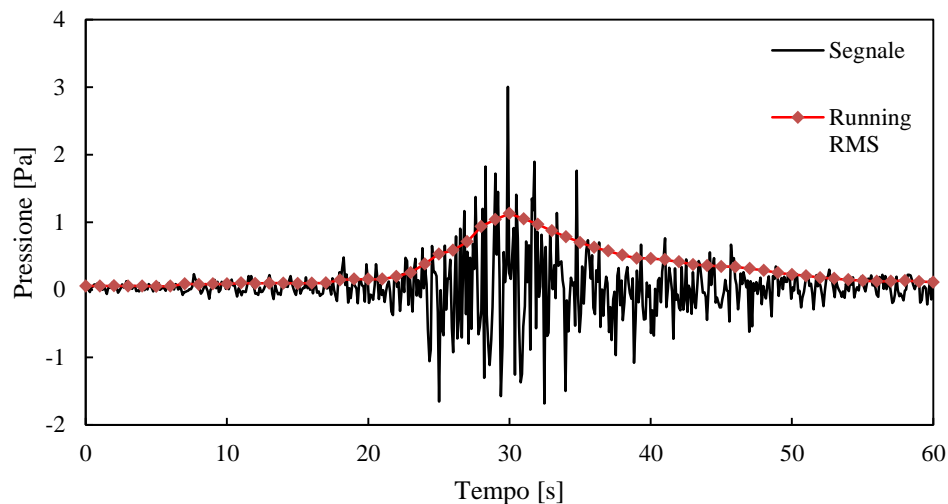


Figura 66 : Grafico del segnale e dell'RMS viaggiante di un atterraggio

Il grafico mostrato in Figura 66 è stato introdotto come esempio dell'RMS viaggiante prodotto da un atterraggio; è possibile notare un più repentino aumento di energia rispetto al caso di Figura 65 a causa dall'alta velocità di avvicinamento dell'aereo alla stazione di misura. È da notare che il trend decrescente di atterraggi e decolli, nel seguito della pista è paragonabile perché si riduce la differenza in termini di velocità (in aumento al decollo, in diminuzione all'atterraggio) e alla direzionalità del rumore prodotto dai motori prende il sopravvento quello della scia di gas di scarico.

Nel caso mostrato nel presente paragrafo si ottengono, dall'approssimazione polinomiale della regione dell'RMS viaggiante sottesa al picco, coefficienti di secondo grado pari a 7.9 (decollo) e 17 (atterraggio). Questo caso conferma quanto precedentemente sostenuto al paragrafo 2.2.1.

4.1.2 Potenza in banda sul secondo picco della curva dell'SPL

Dal passo precedente si ottengono per alcuni atterraggi delle storie temporali "particolari", nel senso che è presente un secondo picco di energia collocato a breve distanza di tempo dal primo.

Si è ottenuto l'RMS viaggiante da un segnale filtrato secondo quanto descritto ai paragrafi 2.3.1 e 2.3.2, introducendo i seguenti parametri:

- Frequenza di taglio del filtro passa basso: 100 Hz
- Distanza massima tra i picchi: 15 s

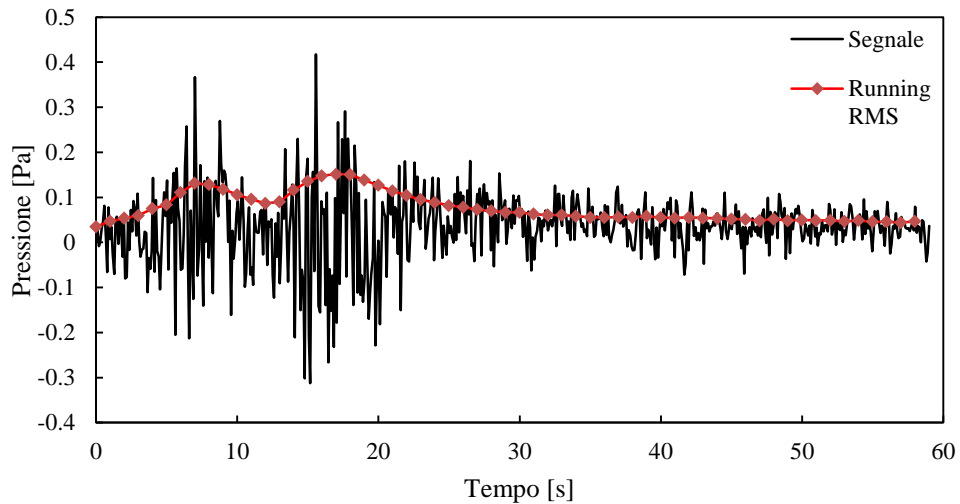


Figura 67 : Grafico del segnale e dell'RMS viaggiante di un atterraggio in cui è stato attivato l'inversore di spinta

Per esempio, nel record riportato in Figura 67 si possono notare i due picchi dell'RMS distanti in questo caso 9 s l'uno dall'altro; il primo si ha per effetto del passaggio vicino alla stazione di misura, il secondo per l'inserimento dell'inversore di spinta. La curvatura del polinomio approssimante il primo picco è -16 e la potenza in banda 10-100 Hz è pari a 76.5 dB.

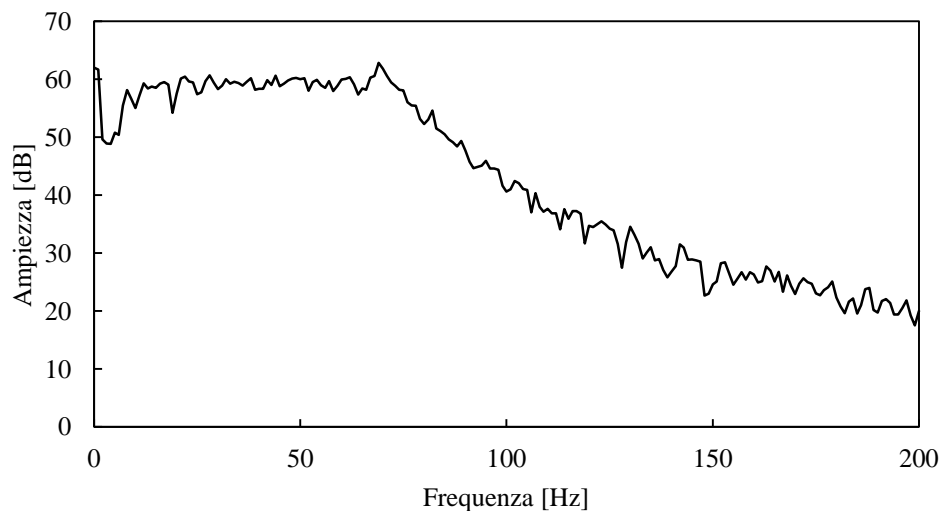


Figura 68 : Dettaglio dello spettro di frequenze (senza filtro passa basso) prodotto dal RTN

4.1.3 Armoniche nello spettro

Questa analisi è stata descritta ai paragrafi 2.2.3 e 2.3.3, e intende determinare, in modo completamente automatico, se all'interno della storia temporale considerata sia presente una struttura armonica dovuta al fenomeno di distacco di onde di pressione dall'apice delle pale del fan quando raggiunge elevate velocità periferiche.

Nella determinazione si sono scelti i seguenti parametri:

- Medie: 1 s
- Campo di frequenze d'indagine: 3-5 kHz
- Soglia (σ): 0 dB (*detrend*)
- N: 25

La soglia σ è stata impostata al valore nullo poiché ottimale nella maggior parte dei casi dove il metodo di *detrending* adottato è efficace.

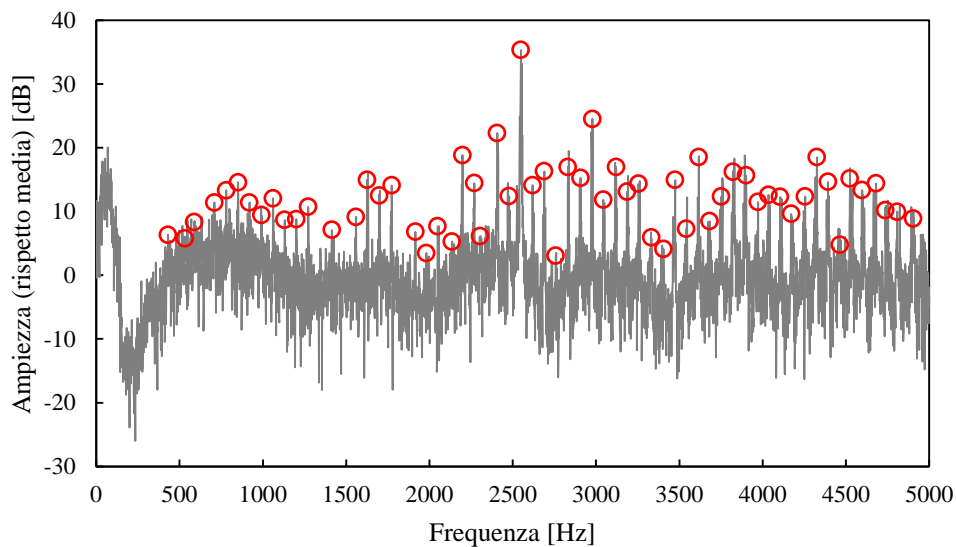


Figura 69 : Decollo - esempio grafico del risultato di ricerca automatico delle armoniche nello spettro del segnale compreso tra 0 e 5 kHz

La Figura 69 è stata introdotta a titolo d'esempio di un record contenente il decollo di un aereo, in particolare mostra lo spettro del segnale nel punto in cui lo scarto tipo è minimo, ovvero dove la periodicità risulta essere più marcata.

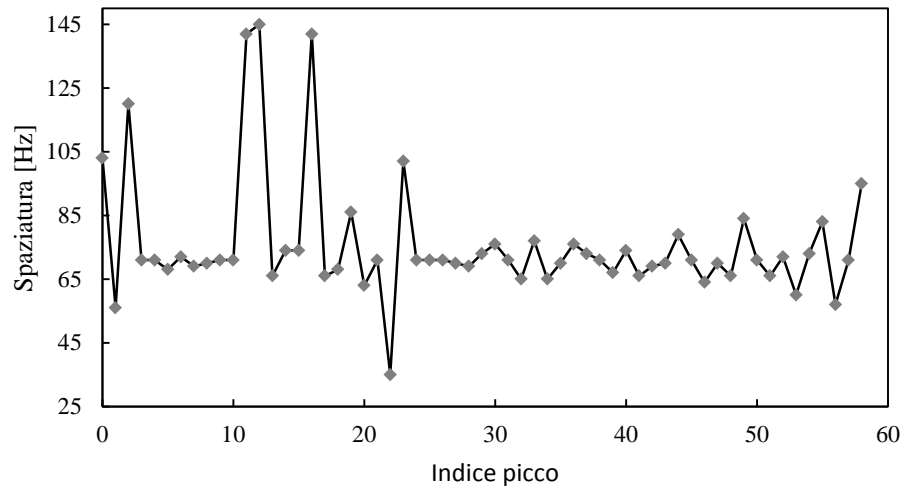


Figura 70 : Rappresentazione grafica della spaziatura tra i picchi (media = 75.8, scarto tipo = 19.5)

Il grafico di Figura 70 evidenzia la distanza tra i picchi del caso di Figura 69, mostrando che, specialmente i primi massimi rilevati, sono molto distanziati dalla media. Da questa osservazione si è scelto di restringere il campo di osservazione in frequenza tra i 3 e i 5 kHz, come mostrato in Figura 71, sempre relativo allo stesso esempio.

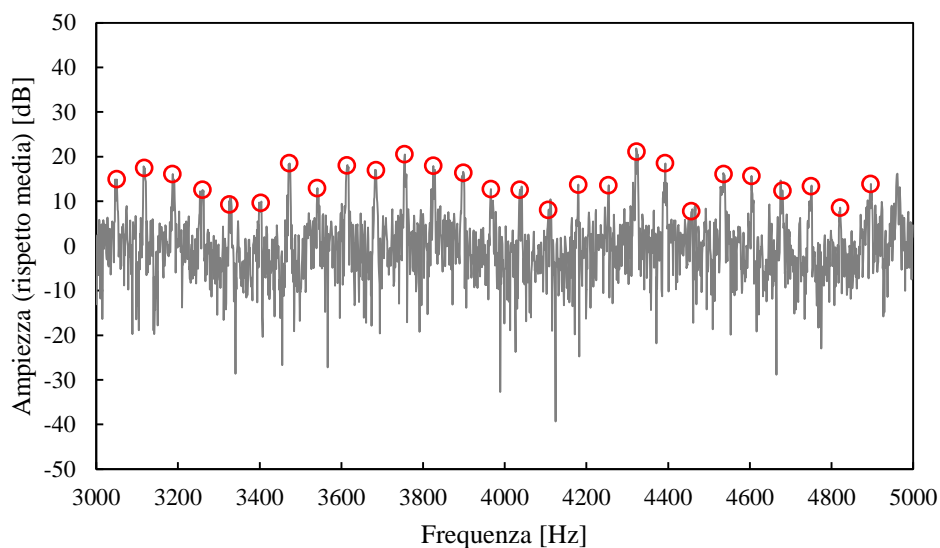


Figura 71 : Decollo - esempio grafico del risultato di ricerca automatico delle armoniche nello spettro del segnale compreso tra 3 e 5 kHz

È qui evidente la più uniforme spaziatura tra i picchi, i quali evidentemente non risentono del rumore del motore e di altre componenti a più bassa frequenza; inoltre il metodo di *detrending* può operare più efficacemente su minori variazioni medie.

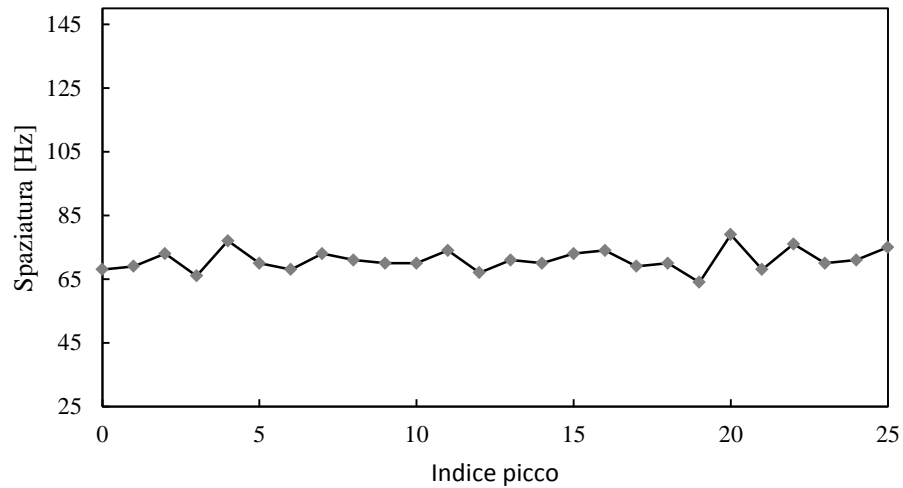


Figura 72 : Rappresentazione grafica della spaziatura tra i picchi (media = 71, scarto tipo = 3.4)

Infatti, la Figura 72 ben evidenzia, in contrapposizione con la soluzione precedente, la uniforme spaziatura, portando a deviazioni standard di gran lunga inferiori.

Fin qui si è parlato di decolli, in termini di atterraggio la differenza è notevole, infatti, come mostra la Figura 73, l'assenza di componenti armoniche (nella maggior parte dei casi) è chiara.

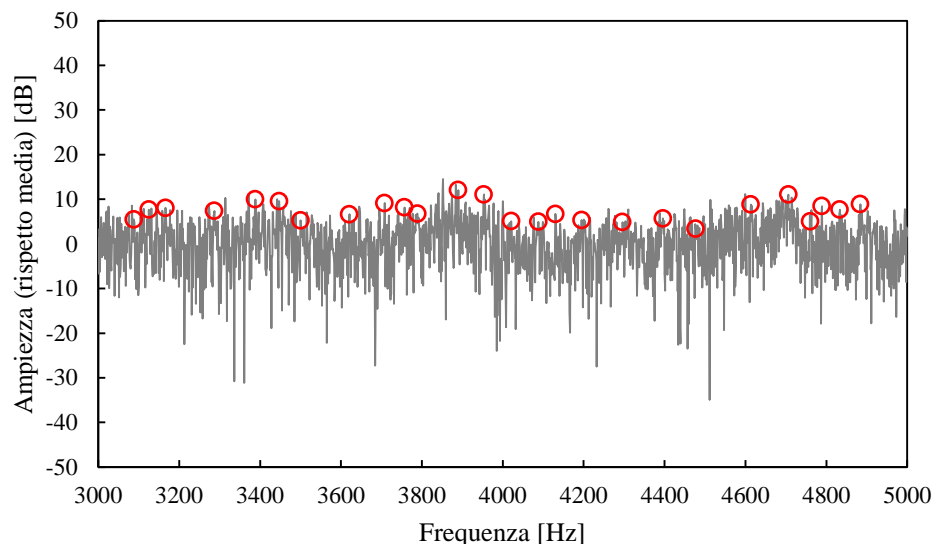


Figura 73 : Atterraggio - esempio grafico del risultato di ricerca automatico delle armoniche nello spettro di frequenze compreso tra 3 e 5 kHz

Similmente si confronta il grafico delle distanze, ottenendo, in linea generale andamenti molto oscillanti per tutti gli atterraggi. Le variabili che vengono estratte

sono la deviazione standard e la media della distanza relativa alla spaziatura tra i picchi.

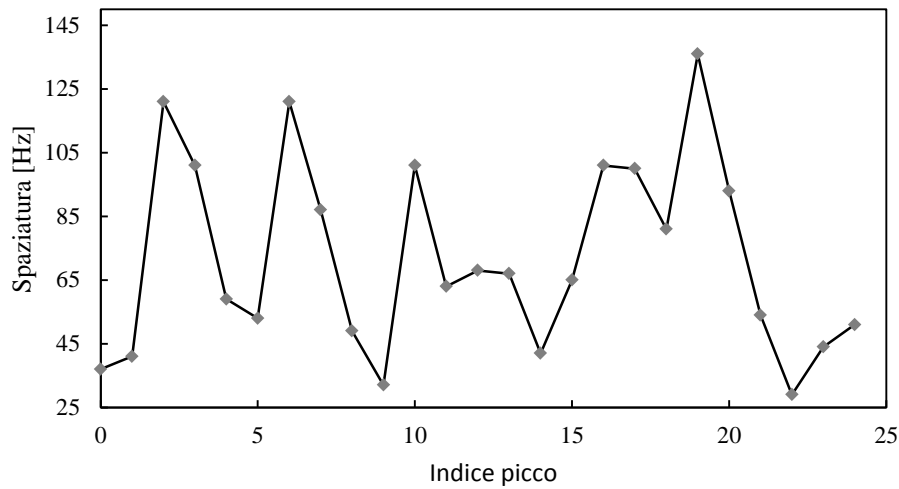


Figura 74 : Rappresentazione grafica della spaziatura tra i picchi (media = 71.8, scarto tipo = 29.8)

4.1.4 Pattern nello spettrogramma

Con riferimento ai paragrafi 2.2.4 e 2.3.4, si mostra ora un esempio di quanto si ottiene nel caso dell'aeroporto di Malpensa, per eventi di decollo e atterraggio confrontati l'uno con l'altro.

Innanzitutto la frequenza di campionamento del segnale è 10 kHz e sono analizzati record da 60 s ciascuno, in tal modo fissando 512 *time steps* si ottengono 1171 elementi sull'asse dei tempi ed ogni finestra ha una lunghezza di 2048 campioni. Si ha perciò una risoluzione temporale di 0.05 s.

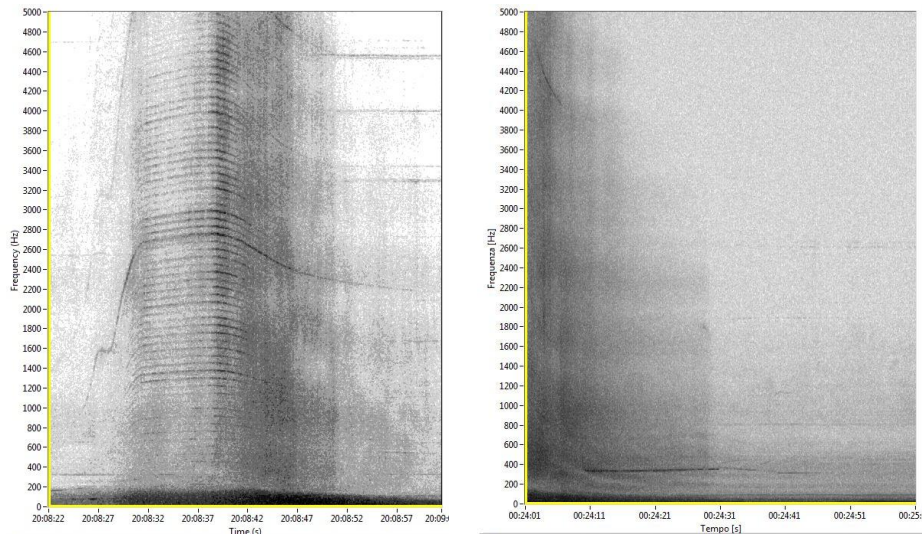


Figura 75 : Confronto tra spettrogramma completo di un record riferito all'evento di decollo (sinistra) e atterraggio (destra)

La Figura 75 rappresenta un confronto tra lo spettrogramma prodotto dal decollo di un aereo e quello di un atterraggio; la differenza più evidente a prima vista è la struttura armonica buzz-saw e il tono del motore che interviene tra gli 800 e 3000 Hz (anche se alle volte, in funzione della tipologia, può estendersi oltre questi limiti). Con riferimento alla figura di sinistra si può precisare che il passaggio davanti ai microfoni avviene intorno all'incirca a metà del grafico e si nota come le componenti periodiche tendono a svanire in un contesto in cui il rumore aerodinamico della scia dei motori risulta prevalere.

Nell'analisi, per il caso esaminato presso l'aeroporto di Malpensa si è adottato l'offset di 800 Hz per evitare che il sistema di rilevazione automatico del pattern descritto al paragrafo 2.3.4 potesse risultare disturbato da inutili componenti in bassa frequenza.

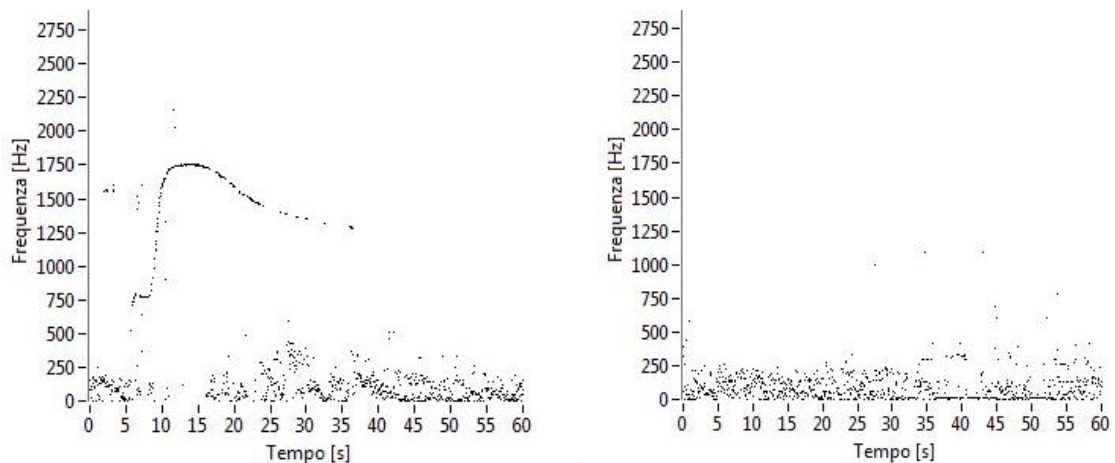


Figura 76 : Confronto tra punti di massimo isolati nello spettrogramma (le frequenza sono traslate secondo l'offset di 800 Hz)

Si prosegue con gli stessi esempi di atterraggio e decollo, i quali possono essere considerati comunque generici, confermati a posteriori dall'analisi di gran parte dei dati.

La Figura 76 rappresenta graficamente l'insieme dei punti di massimo identificati nello spazio tempo-frequenza di nostro interesse focalizzando l'attenzione sul tono del motore che altrimenti non potrebbe essere "visto". Il decollo chiaramente produce un pattern in cui effettivamente l'aumento di spinta dei motori (di velocità di rotazione) è confermato dall'aumento del tono (chiaramente distinguibile a partire dai 1500 Hz ca.) e crescente in fino a oltre 2500 Hz. All'atterraggio (figura di destra) il rumore del motore non è parimenti riconoscibile.

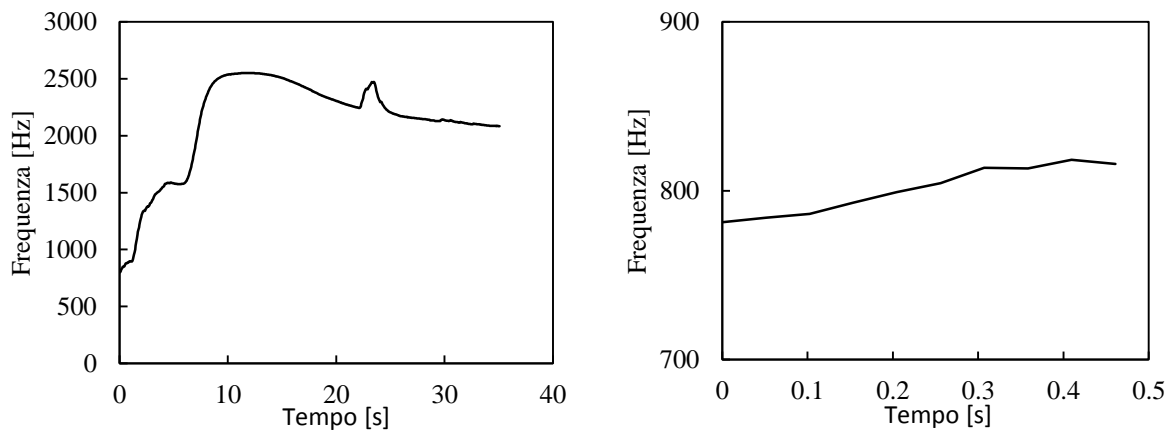


Figura 77 : Pattern isolato per un decollo (a sinistra) ed un atterraggio (a destra)

In Figura 77 si riporta il risultato dell'algoritmo presentato al paragrafo 2.3.4, attraverso il quale viene ricavata la curva che descrive il rumore associato direttamente alla rotazione del motore.

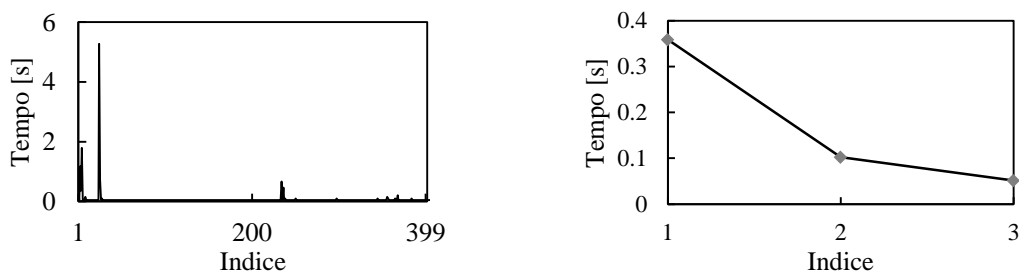


Figura 78 : estensione dei trend crescenti identificati nel pattern (decollo a sinistra, atterraggio a destra)

La Figura 78 chiarisce come nel decollo, che qui abbiamo esaminato, sia presente uno schema crescente per oltre 5 s che viceversa risulta trascurabile all'atterraggio.

A seguito dell'analisi dei risultati è stata introdotta la soglia di 3.5 s per discriminare gli eventi.

4.1.5 Pattern nel cepstrum

Si riporta qui un esempio di analisi del cepstrum sulla base di quanto descritto ai paragrafi 2.2.5 e 2.3.5.

Considerata la natura del rumore, dei transitori e la risoluzione in tempo-frequenza necessaria in questo tipo di analisi si sono utilizzati i seguenti parametri:

- *Time steps*: 1024
- *Quefrequency bins*: 512

In Figura 79 si possono osservare, affiancati l'uno all'altro, due esempi di cepstrum, l'uno relativo ad un decollo (sinistra) e l'altro ad un atterraggio (destra). Si fa notare che è stato introdotto l'offset di 0.008 s (pari a 80 *frequency bins* alla frequenza di campionamento di 10 kHz) per evitare che nell'analisi vengano introdotti dati privi di significato (armoniche estremamente distanziate).

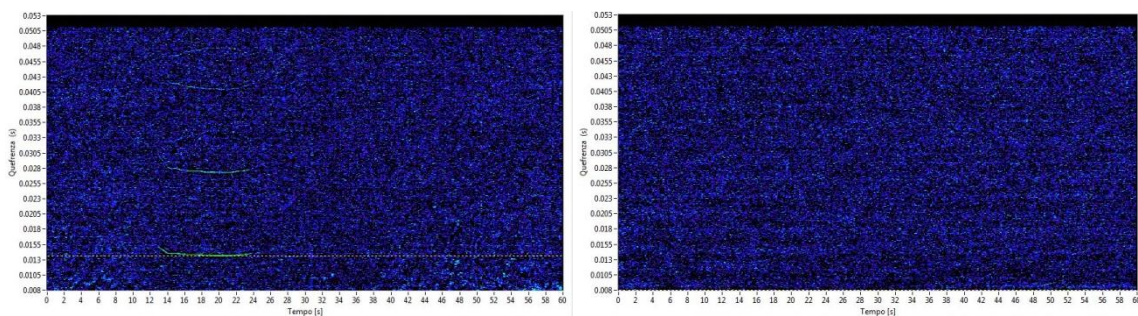


Figura 79 : Confronto tra il cepstrum di un decollo (sinistra) e di un atterraggio (destra)

Si ricavano nell'analisi dei cepstrum con le seguenti caratteristiche:

- minima quefrenza $\psi_{oft} = 0.008$ s (massima distanza tra armoniche 125 Hz)
- massima quefrenza 0.0512 s (minima distanza tra armoniche 19.5 Hz)

L'asse delle quefrenze, per effetto dell'offset risulterà traslato di 80 *frequency bins*.

Dal punto di vista del rilevamento del pattern è stato utilizzato un valore di:

- $l = 2.3$ s (circa 22 *time steps*)

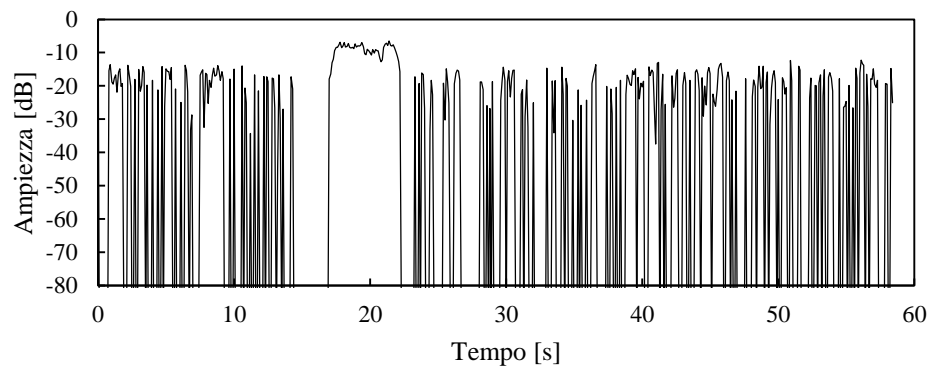


Figura 80 : Decollo - evoluzione temporale della quefrenza 0.014 s in un segnale acustico dotato di contenuto armonico

La Figura 80 fa riferimento all'evoluzione temporale indicata dalla linea tratteggiata nel cepstrum tempo-quefrenza di Figura 79. Il grafico mostra la presenza di un armonica significativa alla quefrenza 0.014 s di durata 5 s. Dai grafici di Figura 81 si può constatare la presenza (a sinistra) e l'assenza (a destra) delle linee di interesse estese a tutto il cepstrum.

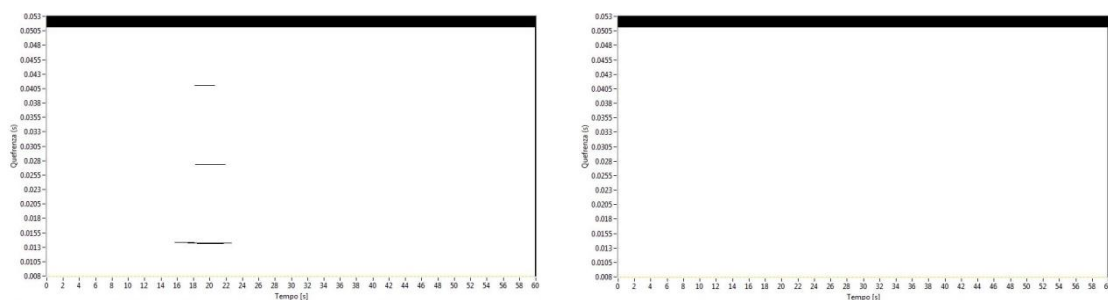


Figura 81 : Risultato del riconoscimento di pattern nel cepstrum di un decollo (sinistra) e un atterraggio (destra)

Infine, per quanto concerne questa analisi, è capitato che all'interno di alcuni record l'estensione della quefrenza non fosse perfettamente indicata, per cause legate alla risoluzione del cepstrum o al rumore in banda larga nel segnale originale. Con riferimento all'algoritmo descritto al paragrafo 2.3.5, si riporta in Figura 82 un caso in cui l'estensione nel tempo del contenuto armonico non supera la soglia "l" imposta e verrebbe pertanto scartato come non-decollo. Si rende qui evidente l'importanza del parametro toll, impostato a 1.5 s, che permette di identificare correttamente l'evento sulla base di questa parte di test.

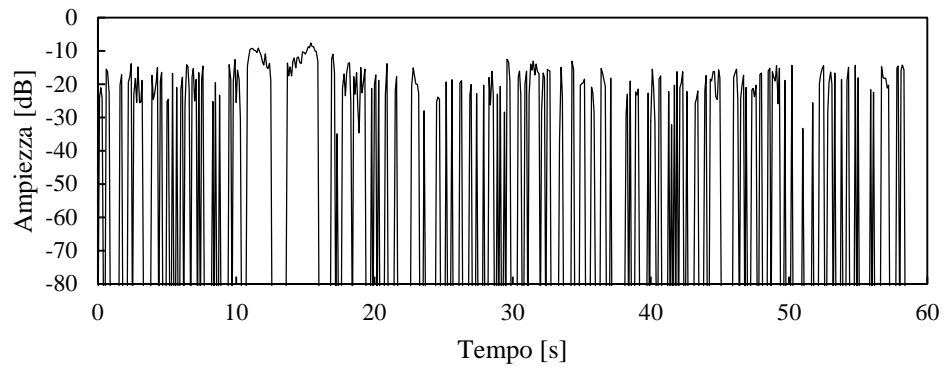


Figura 82 : Decollo - evoluzione temporale della quefrenza 0.014 s

4.2 Intensità

4.2.1 Intensità ed angolo sul piano verticale

In questa parte si riportano i parametri scelti per determinare le grandezze secondo quanto descritto ai paragrafi 2.4.1 e 2.5.1 nel contesto dell'aeroporto di Malpensa.

- a_s : 10 s
- a_e : 7 s

Se consideriamo che esiste generalmente un corridoio di discesa per gli aerei inclinato di 3° rispetto all'orizzonte si ha che per un aereo alla velocità media di 60 m/s lungo questo tratto, la quota alla quale si trova il velivolo considerando l'anticipo sarà di circa 30 m dal suolo.

4.2.2 Tempo di attraversamento dell'ingresso della pista

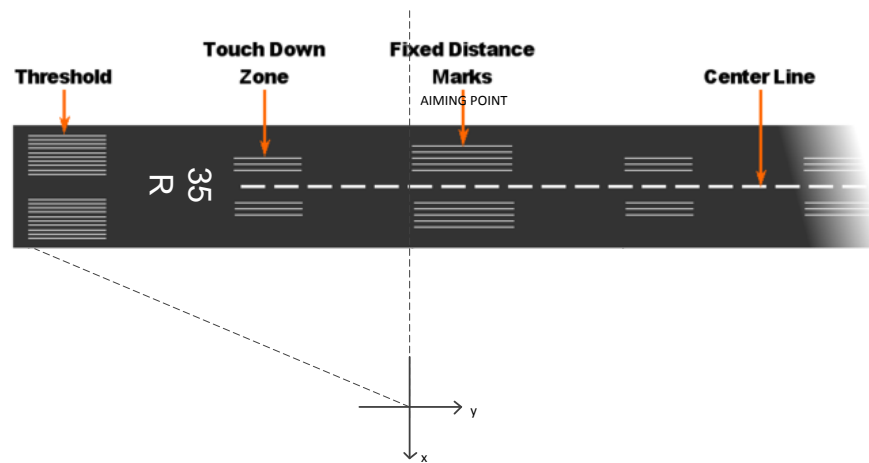


Figura 83 : Intervallo di variazione dell'angolo sul piano orizzontale

L'area iniziale della pista 35R (quella più vicina alla sonda), è intercettata dal vettore intensità ad un'angolazione di 230° , avendo assunto come riferimento la terna destra con ascissa x rivolta verso Nord-Est. Al momento del passaggio in fronte ai microfoni l'angolo è di 180° , quindi l'aereo percorre 160 m lungo il rettilineo delimitato dai due angoli, sufficiente per esprimere delle ipotesi sul suo moto.

Quando l'aeroplano inizia a rullare lungo la pista, al momento del decollo, la velocità aumenta in modo graduale e risulterà perciò relativamente lungo l'intervallo di tempo che intercorre tra l'istante in cui avviene l'intercettazione, a 230° , e il momento in cui la linea di vista della sonda è perpendicolare alla pista. Generalmente il tempo non supera i 10 secondi.

Diversamente, in termini di atterraggio, l'aeroplano entra nella zona iniziale della pista ancora in volo e percorre i 160 m in un tempo estremamente più corto rispetto al decollo, in genere non oltre i 4 – 5 secondi.

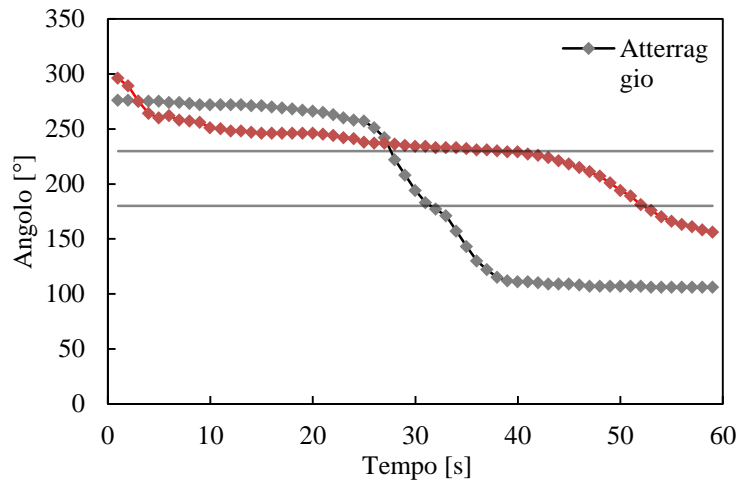


Figura 84 : Esempi di variazione di angolo

Dalla Figura 83, qui riportata a titolo di esempio, si evidenzia la differenza in termini di tempo della variazione dell'angolo d'intensità sul piano orizzontale nel caso di un decollo e di un atterraggio. Si osserva come per il decollo il tasso di variazione di angolo sia circa di $10^\circ/s$ mentre di meno di $5^\circ/s$ per l'atterraggio.

4.2.3 Intensità globale

Si riportano, a titolo d'esempio le evoluzioni nel tempo delle tre componenti cartesiane dell'intensità e la risultante per un evento di decollo e di atterraggio. Da questa analisi si può solamente dedurre una differenza in termini di intensità globale.

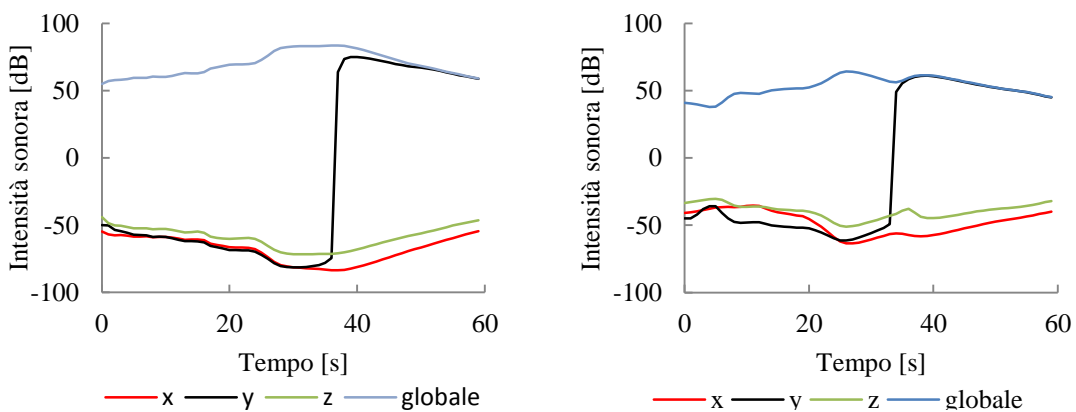


Figura 85 : Intensità sonora nelle tre direzioni e risultante per un decollo (sinistra) ed un atterraggio (destra)

4.2.4 Velocità angolare sul piano orizzontale

Con riferimento alla determinazione della velocità angolare del vettore intensità al momento del passaggio davanti alla stazione di misura, come descritto nei paragrafi 2.4.4 e 2.4.4, si riporta in Figura 86 un confronto tra due eventi di decollo e atterraggio estratti dai record analizzati.

I record dei due eventi sono stati sovrapposti a titolo esemplificativo ma si tenga presente che l'istante del transito è posizionato a 17 s per il decollo e a 25 s per l'atterraggio.

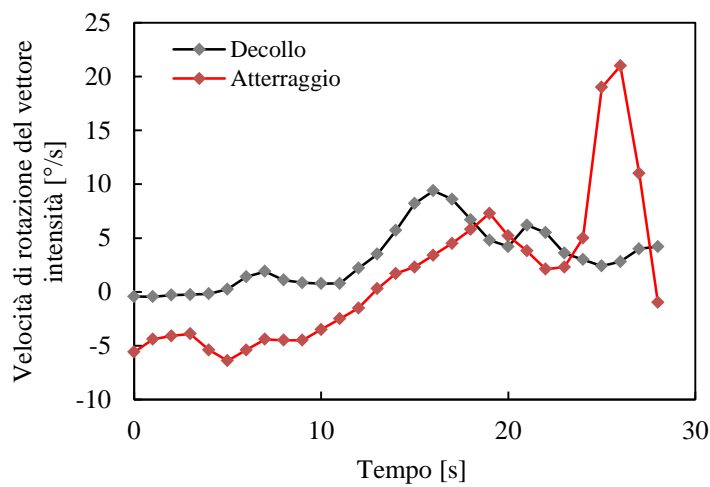


Figura 86: Confronto tra record di un decollo e di un atterraggio dal punto di vista della velocità angolare nell'intorno del passaggio davanti ai microfoni

Si concentri l'attenzione al punto di passaggio davanti alla stazione di misura, si avranno, per gli esempi riportati, $10^\circ/\text{s}$ per il decollo e $21^\circ/\text{s}$ per l'atterraggio.

4.2.5 Potenza acustica

Si mostra un esempio dell'evoluzione della potenza sonora relativa ad un atterraggio in base a quanto riportato ai paragrafi 2.4.5 e 2.5.5.

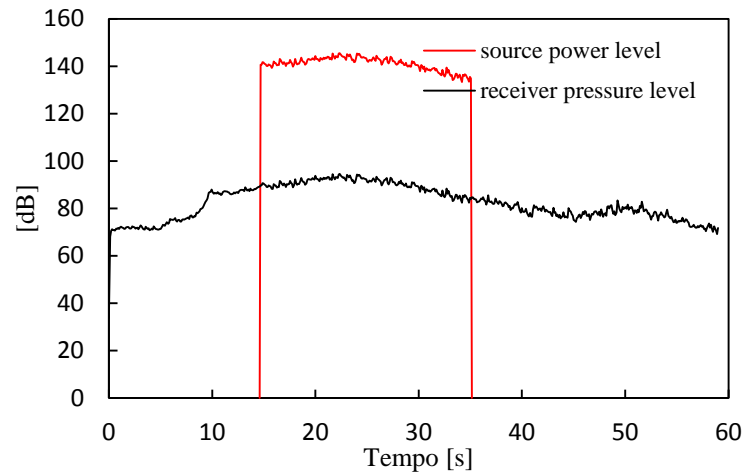


Figura 87 : Confronto tra livello di potenza della sorgente e pressione misurata nell'intervallo di tempo a cavallo del passaggio di un aereo davanti alla stazione di misura

La pista 35-R, la più vicina alla stazione di misura è stata considerata nel calcolo. Generalmente la variazione di potenza sonora non è, in definitiva, apprezzabile.

4.2.6 Posizione, velocità ed accelerazione rettilinee

Facendo riferimento all'analisi descritta ai paragrafi 2.4.6 e 2.5.6 si riportano, in Figura 88, le posizioni assunte dall'aereo lungo la pista in un esempio di decollo e di atterraggio. È possibile notare, in questi casi, una sostanziale differenza in termini di curvatura.

Nell'esemplificazione è mostrato il risultato ottenuto ipotizzando che gli eventi si stessero verificando sulla pista adiacente alla stazione di misura.

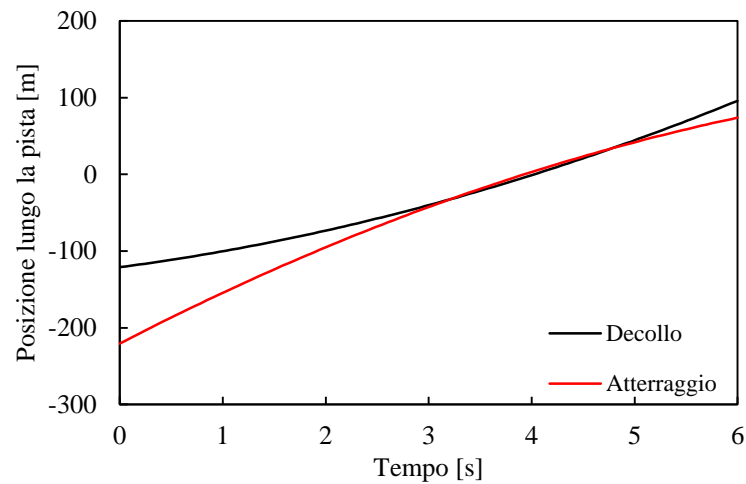


Figura 88 : Stima della posizione dell'aereo lungo la pista nell'istante del passaggio davanti alla stazione di misura

Dal test della curvatura descritto emerge una concavità 3.2 per il decollo e -2.4 per l'atterraggio, in entrambi i casi il raggio di confidenza conferma l'evento.

In queste analisi si è scelto di considerare un intervallo di 6 s, a partire da 4 s prima del transitorio.

Sempre in Figura 88 si può notare il riferimento, costituito dall'ordinata 0, corrispondente alla posizione di minima distanza dai microfoni.

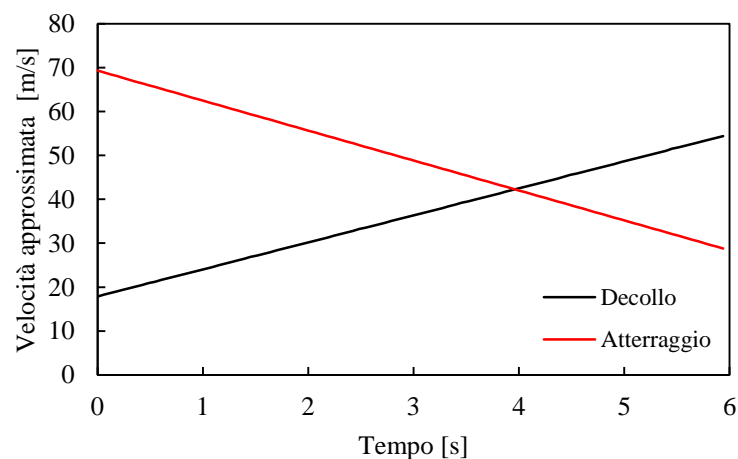


Figura 89 : Variazione della velocità rettilinea sulla pista

In Figura 89 sono mostrati un caso di decollo e uno di atterraggio ponendo in evidenza la variazione di velocità lungo la pista secondo l'approssimazione presentata al capitolo 2.

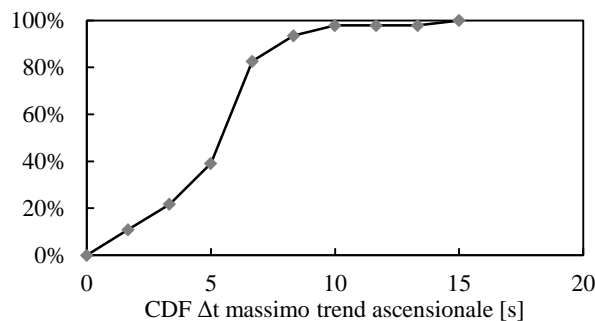
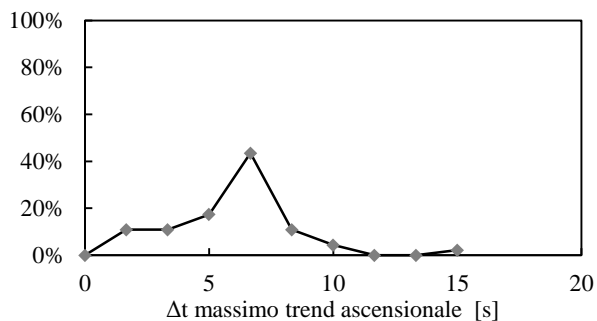
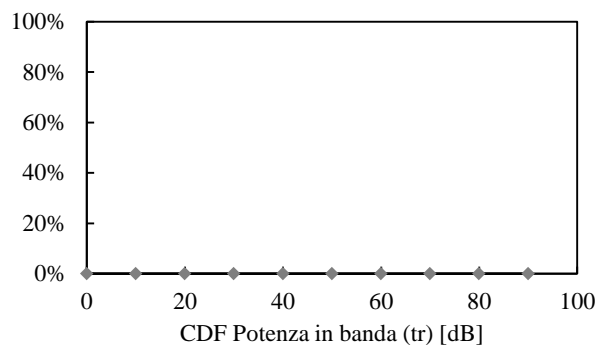
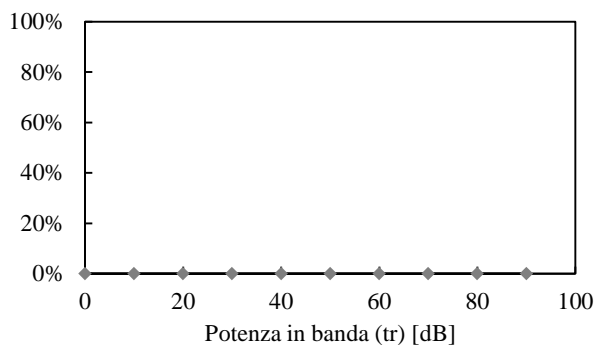
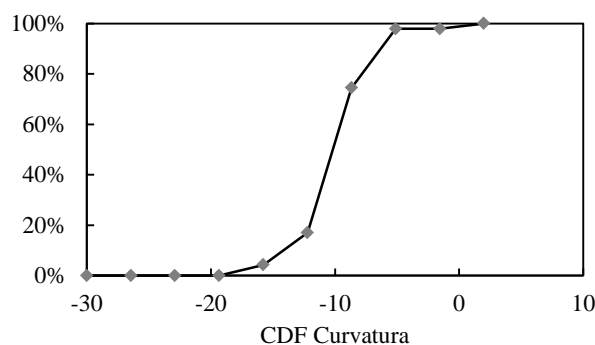
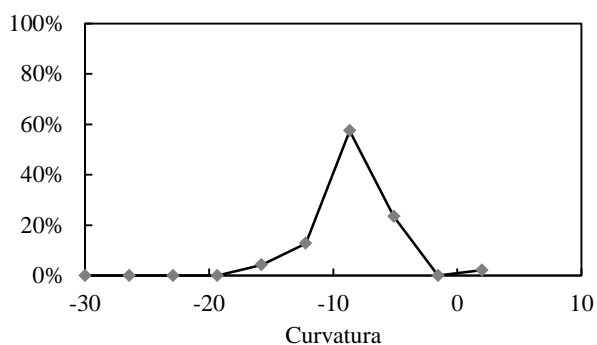
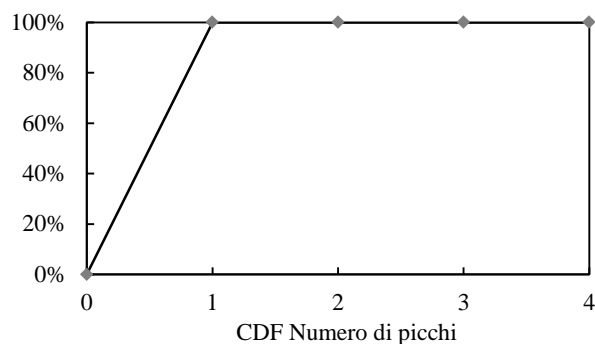
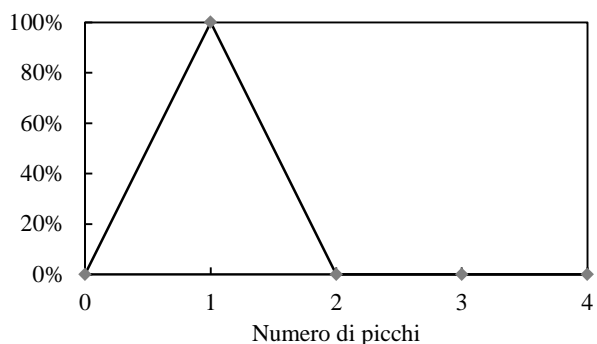
5 Risultati

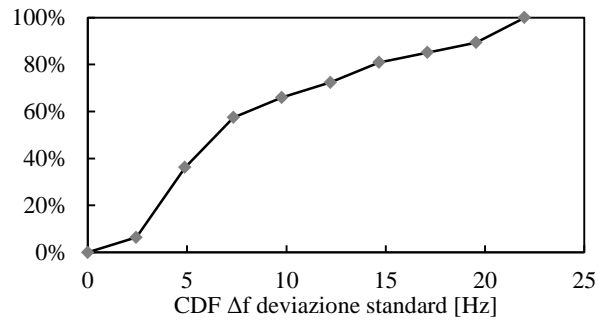
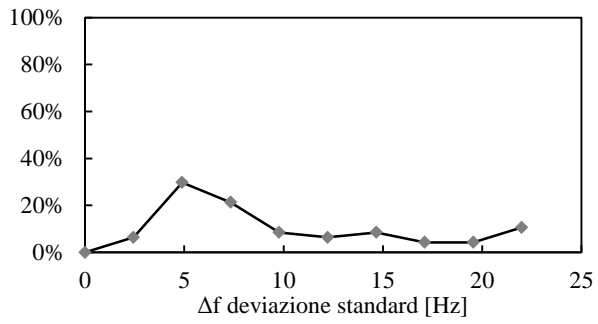
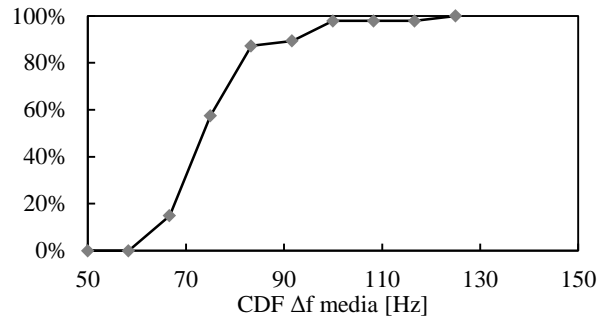
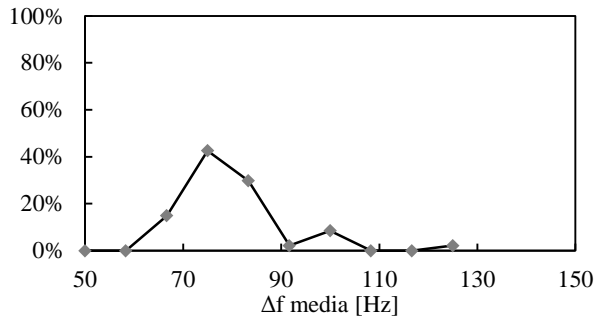
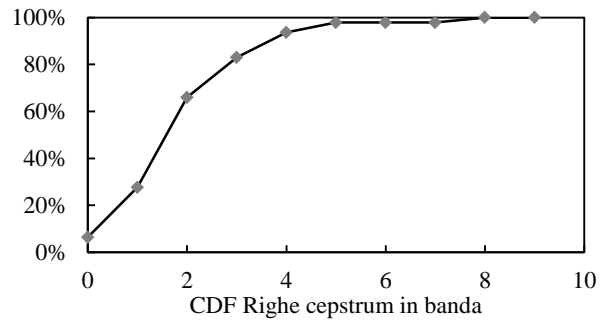
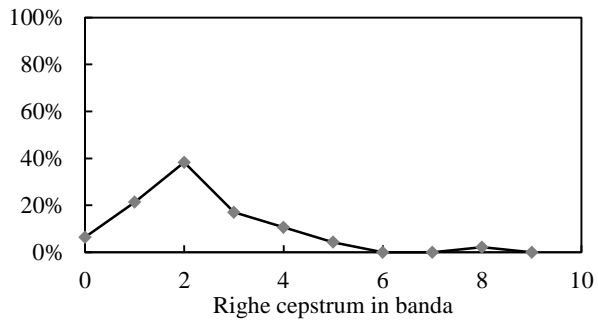
Nei capitoli precedenti sono state proposte diverse grandezze basate sull'analisi della pressione e dell'intensità acustica. In questo capitolo verranno presentati i risultati delle analisi effettuate sui dati raccolti durante la campagna sperimentale. In particolare sono stati isolati eventi di decollo e di atterraggio (con e senza inversore di spinta) appartenenti ai primi tre giorni e, dall'analisi statistica è stato formulato un criterio per distinguere gli eventi che si sono verificati nei giorni successivi della campagna sperimentale. L'analisi statistica per l'identificazione dei valori tipici assunti dai parametri legati a pressione e intensità è stata identificata su un campione di 50 decolli e 50 atterraggi. La possibilità di identificare gli eventi in maniera automatica è stata testata analizzando 94 eventi non inclusi nel precedente campione.

Nei paragrafi 5.1.1 e 5.1.2 sono riportati i risultati dell'analisi statistica effettuata sulle grandezze in pressione mentre ai paragrafi 5.2.1 e 5.2.2 quelli sull'intensità. Per ciascun indice sono state rappresentate le funzioni PDF e CDF, le quali mostrano in che frequenza si presentano i dati associati ad un determinato valore e la relativa cumulata. Ove ritenuto significativo, alcuni indici sono stati analizzati in bande di ottava. Osservando i valori medi, infine si stabiliscono i valori discriminanti per le diverse grandezze. Il paragrafo 5.3 è dedicato alla descrizione del campione di test.

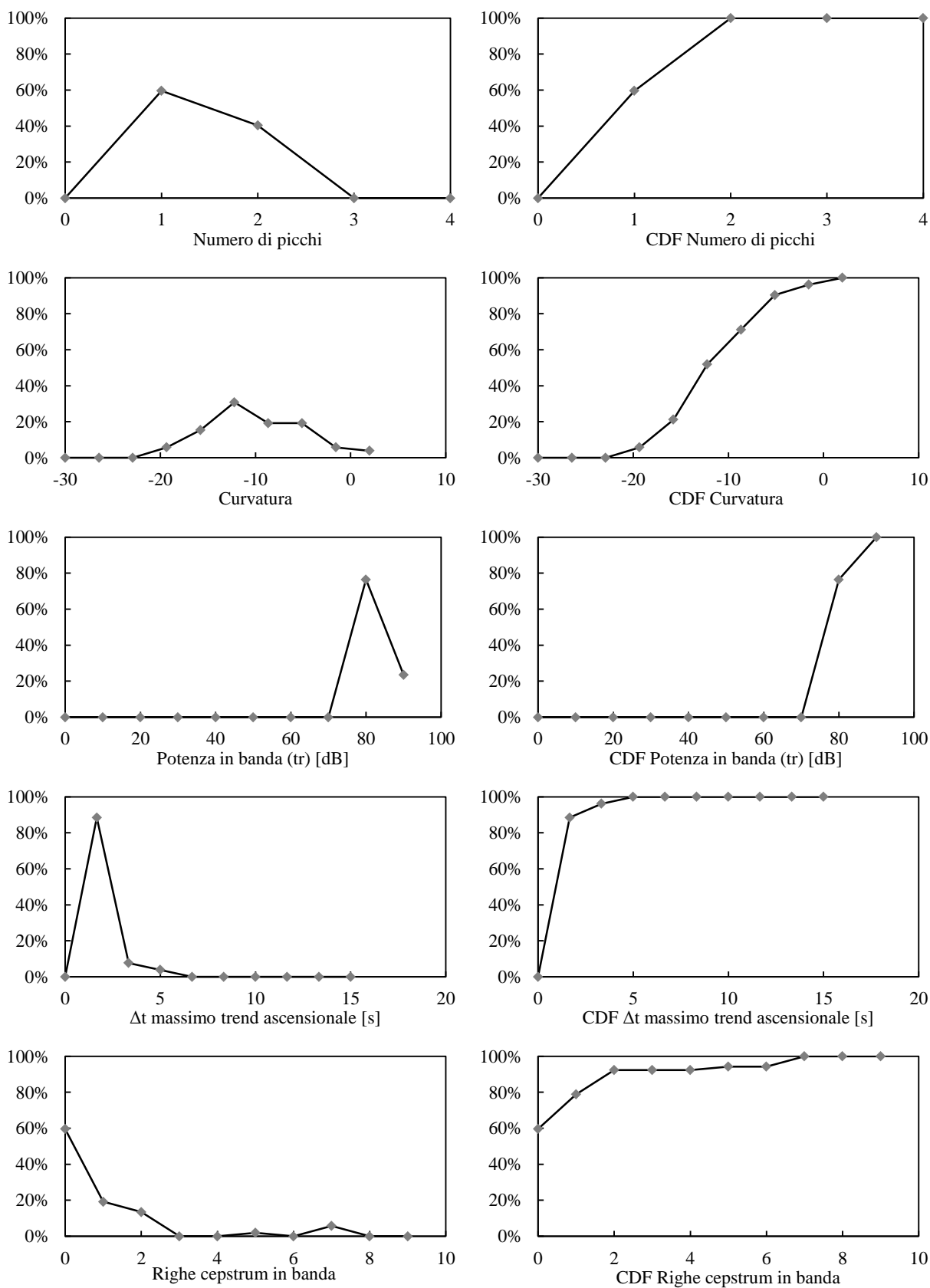
5.1 Pressione

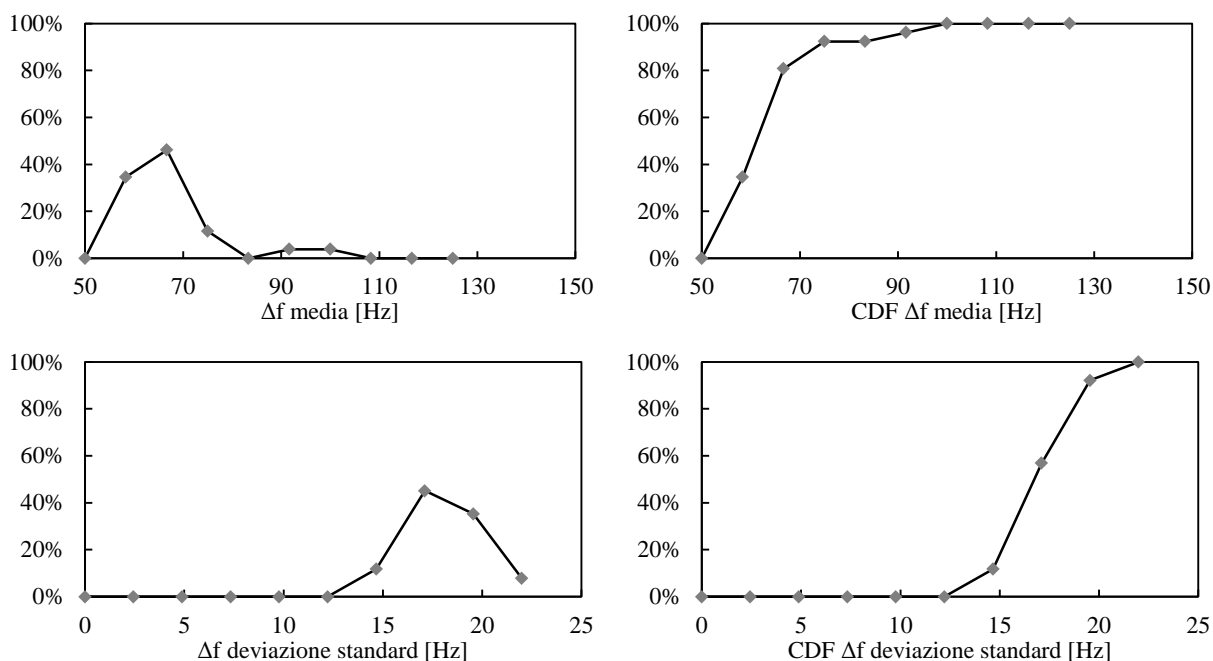
5.1.1 Decolli





5.1.2 Atterraggi





5.1.3 Discussione

All'interno del campione esaminato si è riscontrato che la totalità dei decolli presentava un solo massimo di SPL mentre negli atterraggi i risultati sono distribuiti tra atterraggi senza RTN (60 %) e con RTN (40 %).

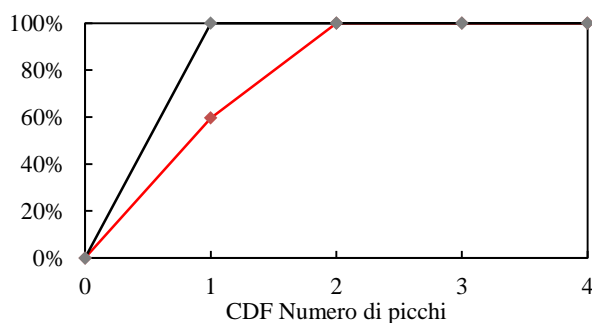


Figura 90 : Grafico di confronto tra CDF del numero di picchi di SPL (curva grigia: decolli, curva rossa: atterraggi)

Dai grafici delle cumulate delle concavità dell'SPL, riportate in Figura 91, relativamente a decolli ed atterraggi possiamo notare come nel caso dei primi oltre la metà (circa il 60 %) è superiore al valore -10 mentre per i secondi si ha che la stessa percentuale è risultata inferiore a -10. Nel caso dei decolli si ha un intervallo di confidenza al 90 % pari a [-15,-6] mentre per gli atterraggi si ha [-19,-2]. Si utilizzerà questo indice con un peso di importanza minima.

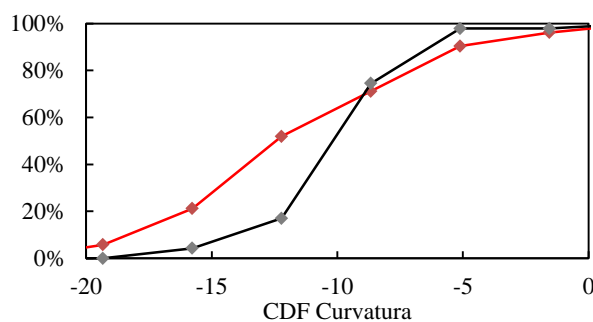


Figura 91 : Grafico di confronto tra CDF della concavità dell'SPL (curva grigia: decolli, curva rossa: atterraggi)

Figura 92 mostra il confronto tra la durata della rampa di accelerazione dei propulsori. Si può osservare che negli atterraggi (linea rossa) la durata della rampa di accelerazione dei motori è nel 90% dei casi pari a 1 s; nel 90% dei decolli la durata della rampa è maggiore di 1 s (i valori con PDF più elevata sono 5 e 6 s). Gli intervalli di confidenza al 90 % sono [1.7,8] per i decolli e [0.1,1.7] per gli atterraggi. Tale parametro è quindi un buon candidato per l'identificazione automatica degli eventi.

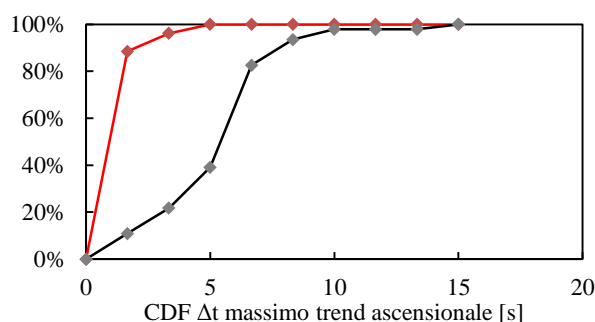


Figura 92 : Grafico di confronto tra CDF dell'estensione del tono associato ai propulsori (curva grigia: decolli, curva rossa: atterraggi)

L'analisi statistica dei valori del cepstrum mostra come nel 60% dei dati non è presente alcun pattern mentre è previsto nella quasi totalità dei decolli. Si ha un intervallo di confidenza al 90 % [0,5] per quest'ultimi mentre per gli atterraggi soltanto una quantità del 10 % supera le 2 righe e l'intervallo di confidenza risulta [0,2]. Si ricorda che il numero di righe è da intendersi come un indicatore della qualità del risultato della ricerca delle quefrenze all'interno della banda di interesse che soddisfi i requisiti richiesti (una quantità elevata indica ad esempio un decollo altamente probabile). È stata assegnata un'importanza minima.

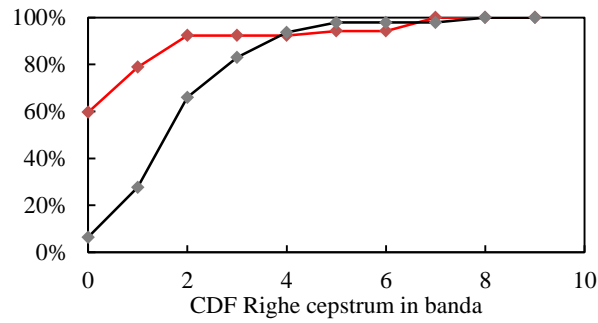


Figura 93 : Grafico di confronto tra CDF della quantità di quefrenze che identificano la presenza di armoniche estese (curva grigia: decolli, curva rossa: atterraggi)

Un altro parametro che può essere utilizzato è la distanza tra i picchi spettrali successivi. Nel 90 % degli atterraggi tale valore è superiore a 15 Hz, mentre nel 90% dei decolli il valore è inferiore a 18 Hz. L'intervallo di confidenza calcolato per i decolli è [3,20] mentre [13,21] per gli atterraggi.

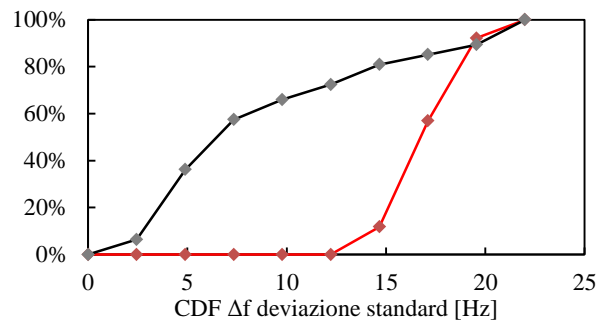
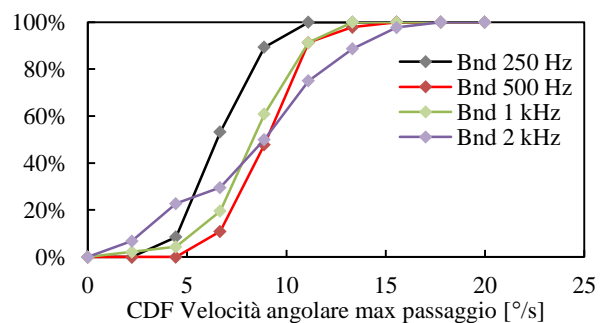
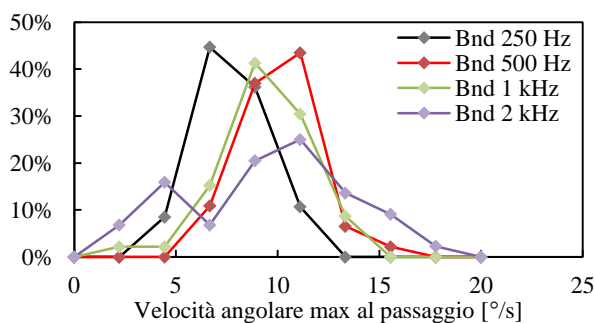
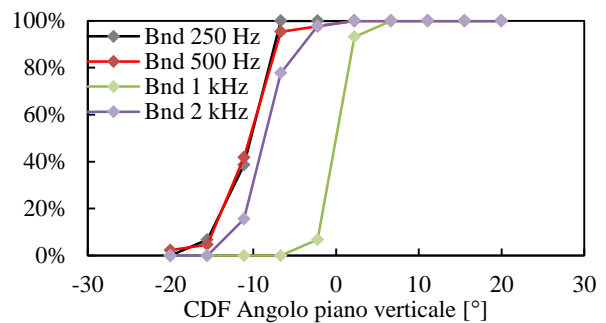
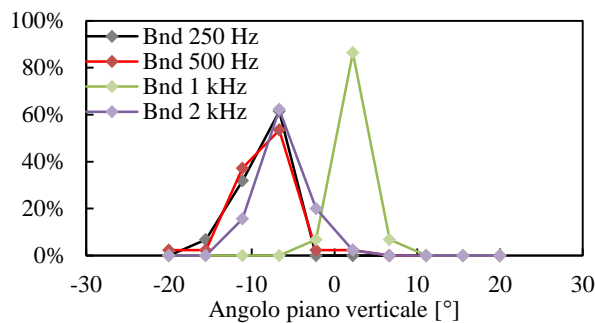
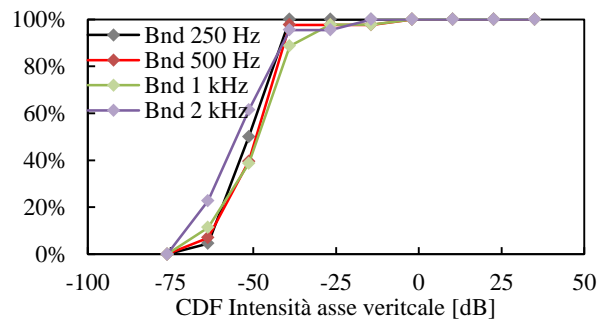
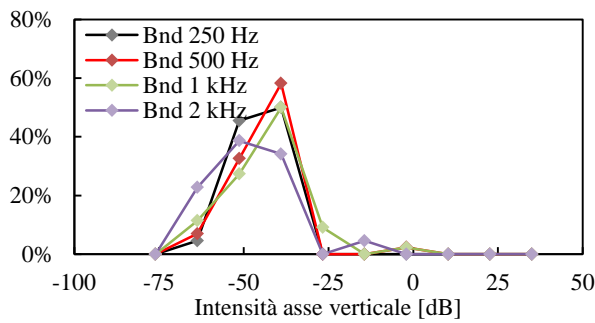
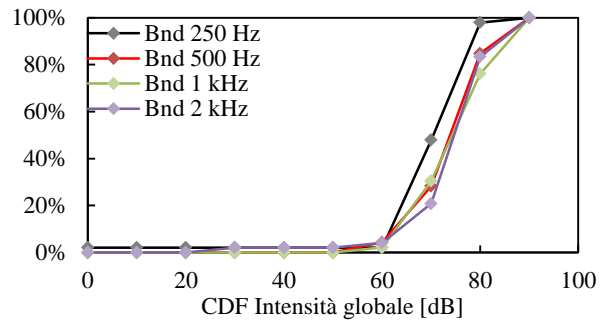
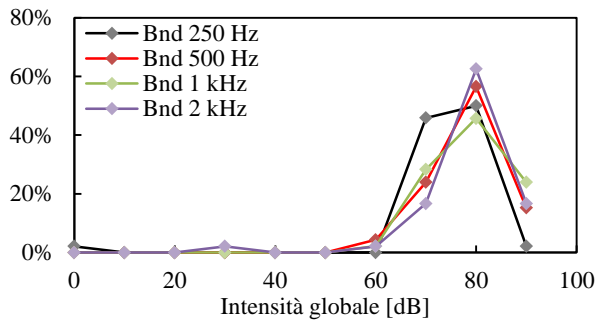
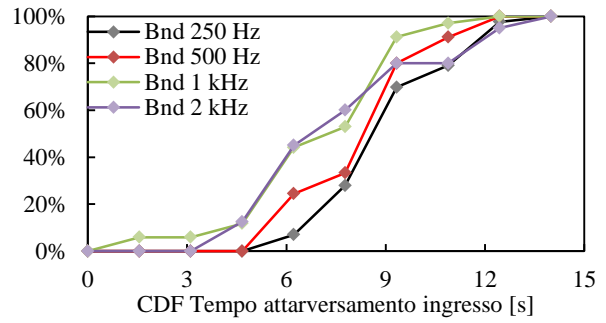
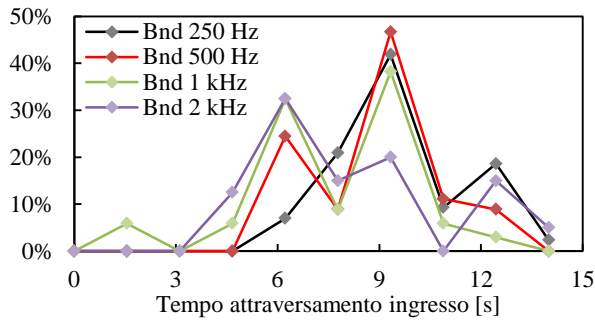


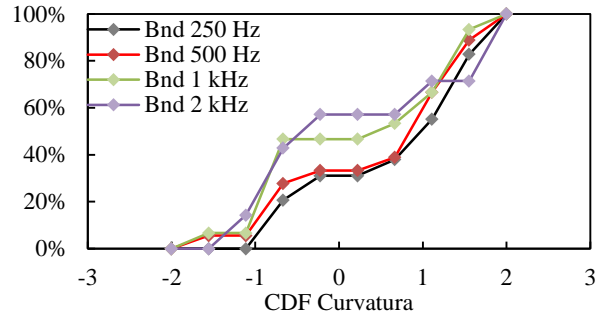
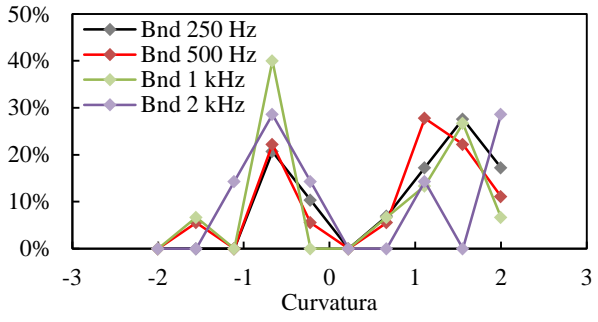
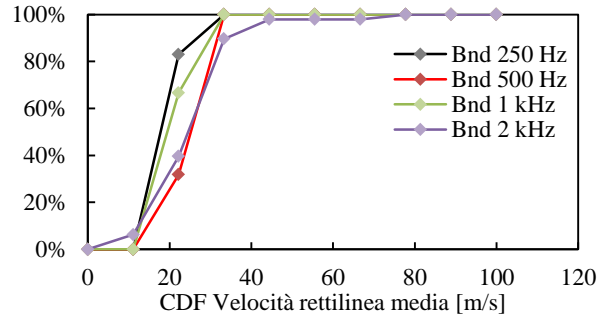
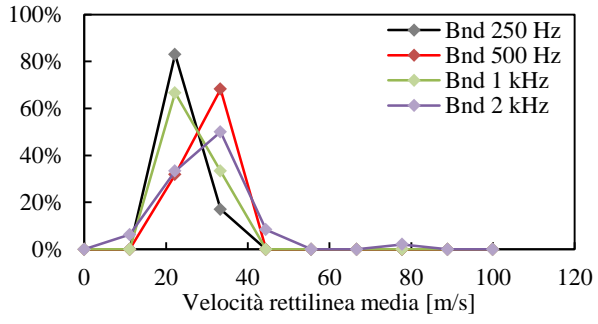
Figura 94 : Grafico di confronto tra CDF degli scarti tipo sulla separazione delle componenti armoniche (curva grigia: decolli, curva rossa: atterraggi)

Dal punto di vista della rilevanza nella discriminazione tra gli eventi sono state ignorate la potenza in banda (inerente all'inversore di spinta) e la distanza tra le armoniche nello spettro. Le ragioni sono che, per il primo caso, il numero di picchi è considerato sufficiente per identificare l'impiego dell'inversore di spinta, mentre per il secondo caso, la distanza tra le armoniche è utilizzata solamente come risultato accessorio per determinare la deviazione standard.

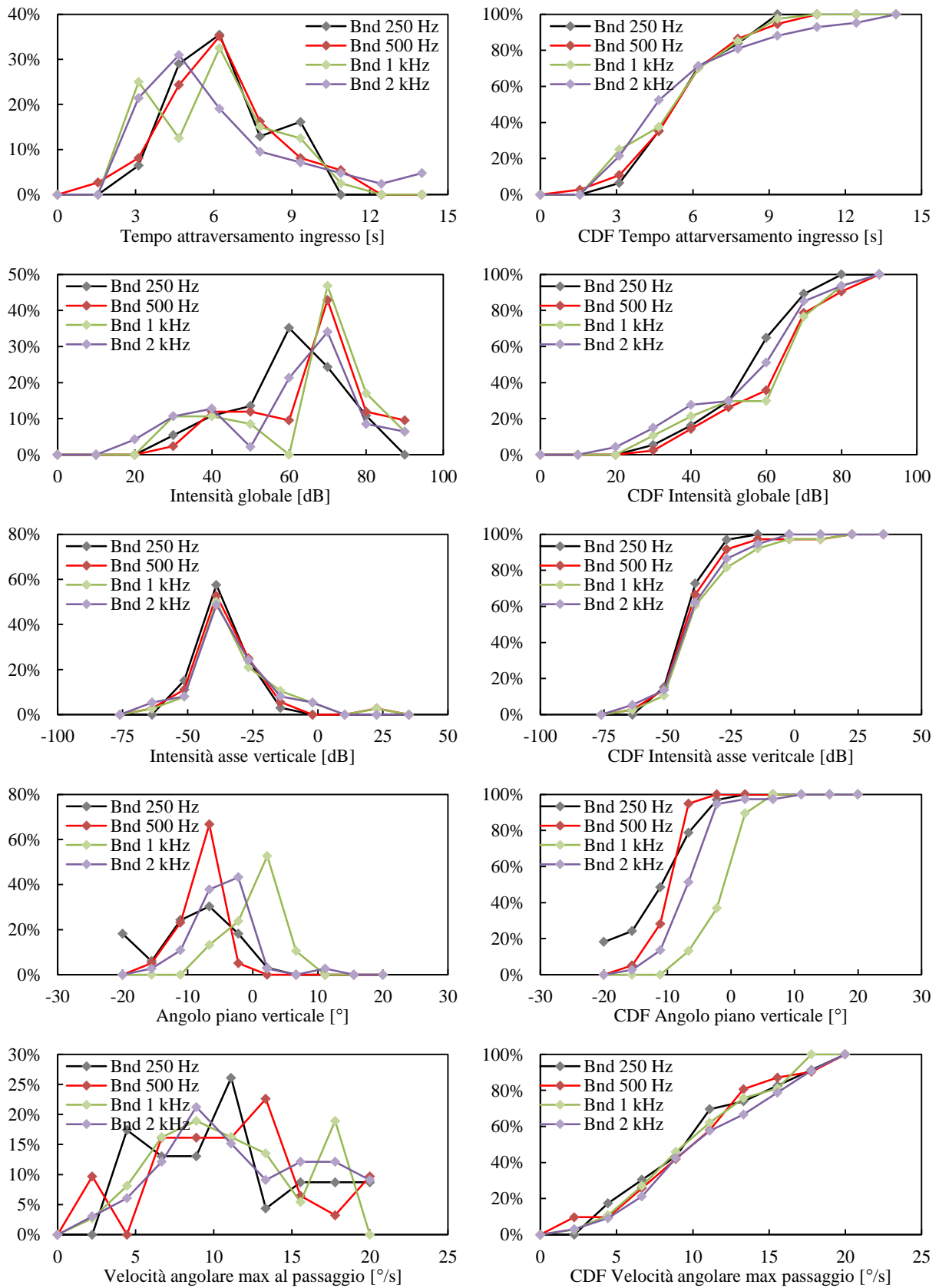
5.2 Intensità

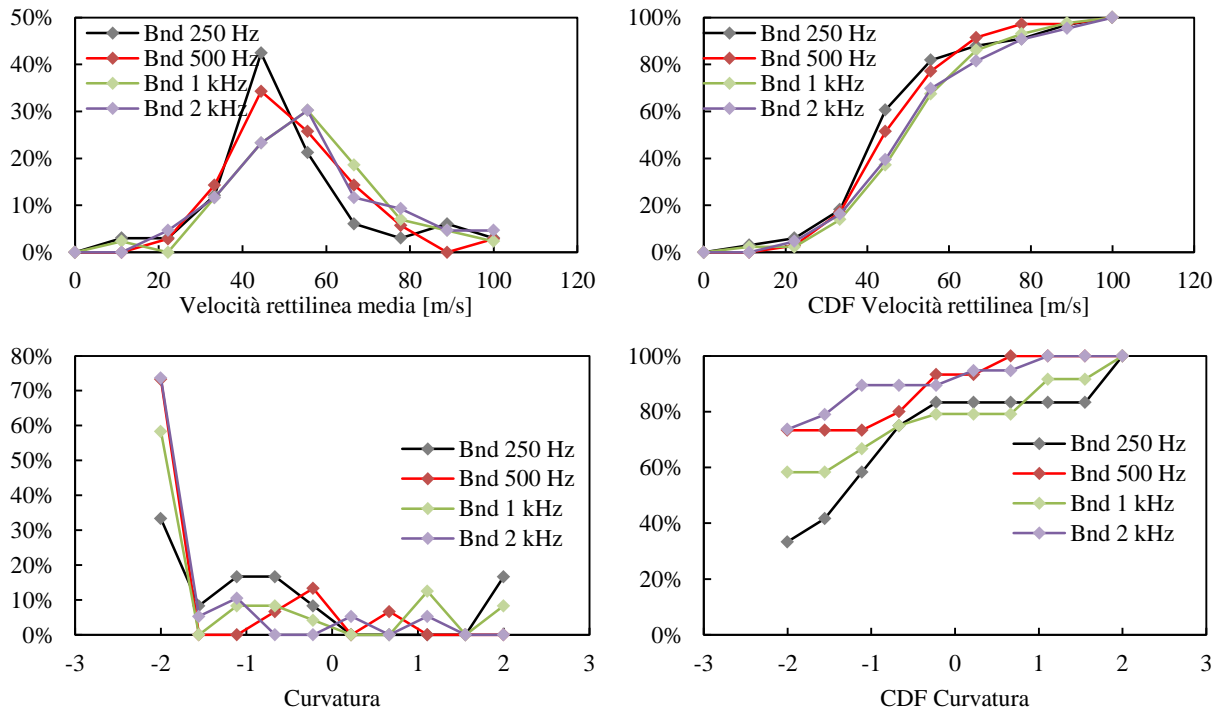
5.2.1 Decolli





5.2.2 Atterraggi





5.2.3 Discussione

La misura dell'intensità acustica è soggetta ad una quantità non trascurabile di disturbi: alcuni intrinseci al metodo di acquisizione in se ed altri determinati da inattesi eventi sonori (come la presenza contemporanea di più sorgenti) o fenomeni di riflessione del terreno.

I grafici delle cumulate che fanno riferimento al tempo di attraversamento del primo tratto di pista (circa 160 m) sono riportati nel grafico seguente ponendo a confronto i risultati ottenuti sui decolli e sugli atterraggi. Si è focalizzata l'attenzione alle bande di frequenza centrate a 250 Hz e 500 Hz perché presentano una separazione più ampia rispetto alle altre. Per l'intervallo di confidenza al 90 %: relativo ai decolli si hanno per la banda a 250 Hz e 500 Hz rispettivamente [5,12] e [4.6,11.5] mentre [1.7,8.5] e [1,9] per gli atterraggi.

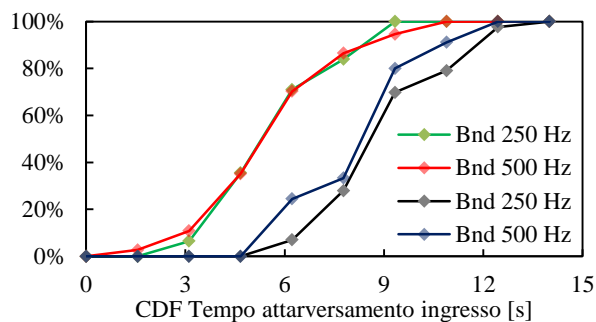


Figura 95 : Grafico di confronto tra CDF del tempo di attraversamento del primo tratto di pista (curva grigia e blu: decolli, curva verde e rossa: atterraggi)

Vengono posti ora a confronto le probabilità cumulate dell'intensità globale valutata al momento del passaggio dell'aereo davanti alla stazione di misura. È stata riportata solamente la banda centrata a 2 kHz poiché presenta scostamento tra gli eventi maggiore rispetto alle altre bande, l'intervallo di confidenza al 90 % è [60,87] per i decolli e [20,80] per gli atterraggi.

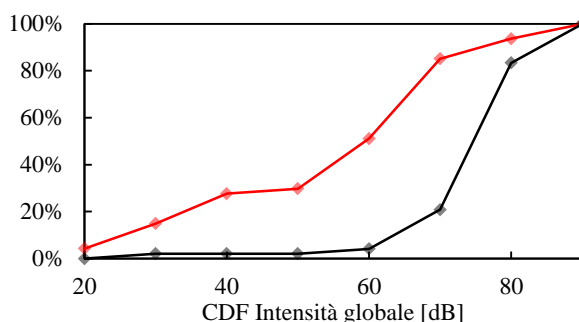


Figura 96 : Grafico di confronto tra CDF dell'intensità globale rilevata al passaggio dell'aereo davanti alla stazione di misura (banda 2 kHz - curva grigia: decolli, curva rossa: atterraggi)

Nel migliore dei casi, nella banda d'ottava a 2 kHz, l'intensità relativa all'asse verticale mostra un esteso intervallo in cui i risultati presentano un minimo scostamento. L'intervallo di confidenza per i decolli è [-72,-40] e [-68,-10] per gli atterraggi. I risultati non possono essere considerati disgiunti.

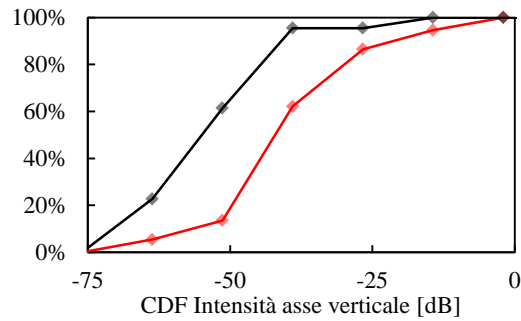


Figura 97 : Grafico di confronto tra CDF dell'intensità sull'asse verticale (banda 2 kHz - curva grigia: decolli, curva rossa: atterraggi)

La velocità angolare del vettore intensità nel momento in cui viene rilevato il passaggio davanti alla stazione di misura è stato utilizzato per calcolare le funzioni CDF nel caso di decolli ed atterraggi. Nel grafico di seguito riportato è evidente che le popolazioni non sono disgiunte.

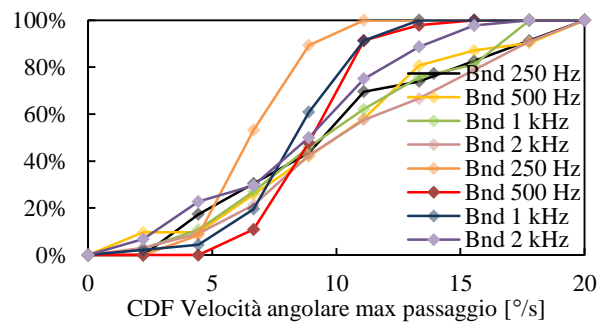


Figura 98 : Grafico di confronto tra CDF della velocità angolare rilevata al passaggio dell'aereo davanti alla stazione di misura (prime 4 bande decolli, seconde 4 atterraggi)

Dal confronto tra le funzioni cumulate della velocità rettilinea media (la banda centrata ad 1 kHz ha fornito risultati migliori) è possibile notare valori significativamente differenti per decolli e atterraggi. La velocità media stimata durante i decolli è quasi sempre inferiore a 30 m/s, mentre per gli atterraggi è superiore a 37 m/s nell'80% dei casi. I rispettivi intervalli di confidenza sono [11,30] e [27,95].

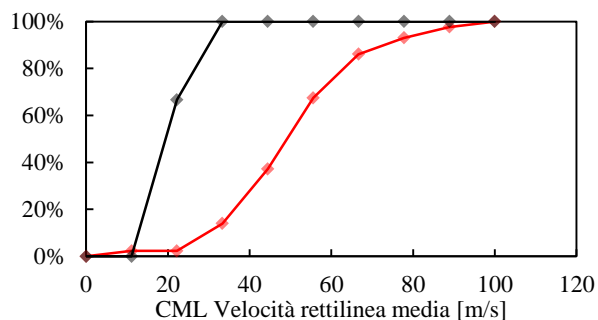


Figura 99 : Grafico di confronto tra CDF della velocità rettilinea media (banda 1 kHz - curva grigia: decolli, curva rossa: atterraggi)

Attraverso il coefficiente di curvatura dell'approssimazione della posizione dell'aereo lungo la pista, come descritto ai paragrafi 2.4.6 e 2.5.6, si ottengono le funzioni cumulate riportate di seguito. Osservando la banda d'ottava a 500 Hz è possibile verificare che per gli atterraggi i risultati sono più sparsi rispetto ai decolli. Gli intervalli di confidenza al 90 % sono $[-1.5, 1.8]$ per i decolli e $[-20, -0.5]$ per gli atterraggi.

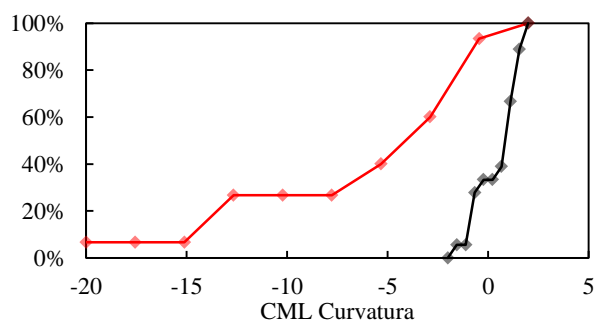


Figura 100 : Grafico di confronto tra CDF della curvatura del polinomio approssimante la posizione dell'aereo (banda 500 Hz - curva grigia: decolli, curva rossa: atterraggi)

5.3 Identificazione automatica degli eventi

Ai paragrafi 5.3.1 e 5.3.2 vengono riportati i risultati ottenuti mentre al paragrafo 5.3.2 sono mostrate le tabelle riassuntive degli eventi.

Per ogni indice che viene analizzato è stata definita una soglia, pari al valor medio globale calcolato sul campione di riferimento.

5.3.1 Pressione

Si riportano in questa sezione le considerazioni sul rilevamento degli eventi mediante le sole grandezze acustiche riconducibili alla pressione acustica.

Ai risultati sono stati attribuiti, oltre alla soglia sopracitata anche un margine rispetto alla media, calcolato come il massimo scostamento dei risultati sul campione di riferimento ed un peso. In questo studio preliminare si è scelto di non adottare metodi di ottimizzazione del peso ma di attribuire dei valori che sono stati ritenuti idonei per ogni voce in base all'osservazione dei risultati ottenuti dal campione di riferimento.

	Soglia	Scostamento max	Peso %
Numero di picchi dell'SPL	1	1	7.7
Curvatura del primo picco	-10.9	12.7	7.7
Estensione pattern spettrogramma [s]	3.11	11.9	61.5
Linee in banda nel cepstrum	1.6	6.4	7.7
SD della distanza tra armoniche [Hz]	12.9	11.0	15.4

Per ogni record analizzato e per ogni voce considerata viene ricavato un valore proporzionale allo scostamento dalla media, secondo il criterio:

- positivo se avvalora l'ipotesi del decollo
- negativo se avvalora l'ipotesi dell'atterraggio

Quando un valore nel campione di test uguaglia o eccede il margine (impostato sul campione di riferimento) riceve il peso massimo.

Considerando tutte le voci si può stabilire il tipo e la probabilità dell'evento. Per l'analisi dei risultati dell'identificazione mediante la pressione acustica le seguenti condizioni producono risultati positivi:

- curvatura maggiore rispetto alla media
- maggiore estensione del pattern nello spettrogramma
- maggior numero di pattern nel cepstrum
- minore scarto tipo tra le armoniche

Il numero di picchi unitario non esprime significato né a favore dell'atterraggio né a favore dell'decollo, mentre la presenza di due picchi dell'SPL fornisce un contributo all'atterraggio. Infine, il grande peso dato alla lunghezza del pattern dello spettrogramma è dovuto al fatto che si è notato essere particolarmente distintivo tra le due classi di eventi.

La valutazione è stata effettuata su un campione di 94 eventi tra atterraggi e decolli.

Decolli

Rilevazione corretta	93.6 %
Falsi positivi	6.4 %

Il tasso di successo del metodo per i decolli è oltre il 90 %, di seguito è riportato invece il risultato ottenuto dai campioni di atterraggio.

Atterraggi

Rilevazione corretta	98.1 %
Falsi positivi	1.9 %

Tutti gli atterraggi che presentavano inversore di spinta attivo all'intero del campione di test sono stati correttamente riconosciuti.

5.3.2 Intensità

Similmente a quanto si è svolto per le grandezze relative alla pressione acustica, anche per le analisi dell'intensità si è prodotto un criterio di valutazione dei risultati. È stato assegnato il medesimo peso a tutte le voci.

	Soglia
Intensità I_g [dB]	70.9
Intensità I_z [dB]	-39.6
Tempo attraversamento inizio pista [s]	6.4
Angolo ξ [°]	1.3
Velocità angolare piano orizzontale [°/s]	11
Velocità lungo la pista [m/s]	33.9
Concavità (accelerazione)	0

Anche qui, come per la pressione, si ottengono fattori positivi ad avvalorare l'ipotesi di decollo e negativi quella di atterraggio, in funzione del numero di voci soprariportate che verificano l'una o l'altra condizione. Si assegna valore positivo quando:

- Intensità globale superiore alla soglia
- Intensità verticale superiore alla soglia
- Tempo di attraversamento dell'inizio della pista superiore alla soglia
- Angolo piano verticale superiore alla soglia
- Velocità angolare sul piano orizzontale inferiore alla soglia
- Velocità lungo la pista inferiore alla soglia
- Concavità dell'approssimazione della posizione sulla pista positiva

Secondo quando detto si sono ottenuti i seguenti risultati in bande differenti:

Decolli	Intensità
Rilevazione corretta	95.7 %
Falsi positivi	4.3 %
Eventi non rilevati	0 %

Atterraggi	Intensità
Rilevazione corretta	63.8 %
Falsi positivi	21.3 %
Eventi non rilevati	14.9 %

5.3.3 Tabella riassuntiva

In questa sezione viene riportata la tabella riassuntiva degli eventi, appartenenti al campione di test, i cui risultati, ottenuti attraverso i metodi esposti al capitolo 2, sono stati descritti ai paragrafi 5.3.1 e 5.3.2.

La tabella è suddivisa secondo le grandezze:

- pressione
- intensità

Si potrà notare che le celle presentano una diversa colorazione, in particolare si avrà che uno sfondo:

- verde: indica che un evento è stato correttamente riconosciuto
- rossa: indica che un evento non è stato riconosciuto correttamente
- gialla: rilevato l'impiego dell'inversore di spinta. Questo indicatore è presente solo negli atterraggi e nell'analisi in pressione
- bianca: indica un evento che ha ricevuto ugual contributo a favore di entrambe le ipotesi oppure non è stato possibile rilevare il passaggio della sorgente acustica (solo per intensità)

Per ognuno dei record è stato segnalato anche un numero, il quale corrisponde alla qualità della valutazione, ad esempio un evento in cui si è ottenuto il $\pm 100\%$ avrà riscontrato piena conferma secondo tutti gli indici considerati.

Si ricorda che però i valori numerici riportati in tabella non sono comparabili tra indici relativi alla pressione e all'intensità acustica.

Decolli		Atterraggi	
p	I	p	I
22%	29%	-22%	0%
19%	86%	-17%	-14%
19%	71%	-12%	29%
2%	86%	-20%	57%
27%	43%	-32%	-14%
4%	71%	-30%	-14%
3%	0%	-19%	-29%
28%	71%	-29%	14%
1%	0%	-29%	-71%
24%	43%	-16%	-100%
26%	43%	-26%	-86%
20%	71%	-24%	-71%
31%	57%	-30%	0%
21%	86%	-17%	-43%
40%	43%	-18%	-29%
26%	71%	-19%	-14%
9%	29%	-26%	0%
74%	43%	-17%	-43%
27%	86%	-15%	57%
26%	86%	5%	-43%
4%	100%	-3%	-14%
10%	86%	-12%	-29%
30%	57%	-28%	0%
28%	86%	-5%	-29%
6%	86%	-22%	-29%
10%	71%	-24%	-43%
8%	71%	-16%	-43%
8%	86%	-22%	0%
17%	29%	-31%	-57%
42%	43%	-16%	-57%
-12%	14%	-22%	-57%
-5%	43%	-20%	-57%
15%	14%	-17%	-14%
21%	43%	-26%	-57%
22%	57%	-29%	29%
2%	43%	-18%	14%
34%	29%	-4%	29%
48%	29%	-5%	14%
18%	29%	-13%	14%
17%	14%	-23%	-29%
1%	14%	-17%	0%
29%	71%	-27%	-43%
-4%	86%	-18%	-43%
28%	57%	-26%	-43%
38%	43%	-27%	-29%
41%	29%	-18%	43%
19%	71%	-22%	0%

6 Conclusioni

Il presente lavoro di tesi ha descritto diverse soluzioni per identificare eventi aeroportuali basandosi unicamente su grandezze acustiche derivate dalla pressione e dall'intensità sonora. Le diverse grandezze (5 derivate dalla pressione, 7 dall'intensità) sono state identificate analizzando i fenomeni fisici coinvolti nei decolli e negli atterraggi (velocità dell'aeromobile, spettro del rumore generato dai motori e del rumore aerodinamico, ecc.).

Gli indici derivanti dalla pressione sono stati derivati analizzando il numero di picchi nel livello di pressione sonora, la velocità di aumento/decremento del livello di pressione sonora al passaggio dell'aereo e la presenza di componenti tonali nello spettro. Il vettore intensità sonora è stato invece utilizzato per identificare la velocità di spostamento dell'aeromobile sulla pista e l'istante del passaggio dell'aereo davanti alla stazione di misura.

I diversi indici sono stati utilizzati in una campagna esplorativa effettuata presso l'aeroporto di Milano Malpensa. Per ciascun indice sono stati analizzati i valori tipici assunti durante i decolli e gli atterraggi e sono stati derivati i rispettivi intervalli di confidenza, attraverso le distribuzioni di probabilità degli indici stessi. I parametri che si sono rivelati più efficaci per la separazione di decolli e atterraggi sono la presenza di pattern specifici nello spettro (identificati tramite analisi cepstrum) e la velocità media in rettilineo nella regione antistante il punto di misura.

Nell'ottica di un impegno futuro del metodo proposto è possibile ottimizzare la posizione della sonda intensimetrica, vista la limitata utilità della componente verticale a causa delle riflessioni del terreno. Nel presente studio si è utilizzato il set di dati acquisiti dalla sonda intensimetrica collocata all'esterno di una delle due piste, mentre risultati migliori potrebbero essere ottenuti posizionando la sonda tra le due piste. I dati sperimentali hanno mostrato come la posizione ottimale della sonda sia quella prossima alla testata, non oltre i 500 m dall'inizio della pista per evitare che le velocità degli aerei al decollo e all'atterraggio siano comparabili. Questa posizione risulta anche ottimale per distinguere chiaramente il rumore prodotto dall'inversore di spinta, il quale entra in azione a breve distanza dal *touchdown*.

Il costo della strumentazione potrebbe essere ridotto utilizzando un intensimetro a 3 o 4 microfoni per le misure nel solo piano orizzontale. Una sonda a 3 microfoni porterebbe anche dei benefici in termini di isolamento dagli elementi atmosferici. Si potrebbe anche valutare la possibilità di ridurre l'analisi ai soli indici di pressione, utilizzando come trigger il livello di pressione sonora e verificando successivamente se sussistono le caratteristiche tempo-frequenza tipiche dei decolli. I criteri derivanti dalla pressione sonora riconoscono il rumore dei decolli e l'intervento dell'inversore di spinta, ma potrebbero nascere ambiguità tra atterraggi senza inversore di spinta e mezzi a terra che passano vicino alla sonda.

I buoni risultati della campagna sperimentale suggeriscono l'utilizzo delle grandezze proposte per ottimizzare la quantità di dati da registrare durante campagne di monitoraggio aeroportuale di lunga durata. Una settimana di misurazioni produce circa 300 GB di dati, molti dei quali non significativi da un punto di vista acustico. Poter discernere on-line gli eventi di rilievo (decolli, atterraggi, passaggi di aerei) può essere un vantaggio offerto da un sistema di riconoscimento automatico. Tra gli sviluppi futuri, oltre alle già citate ottimizzazioni sul punto di posizionamento della sonda, si prevede di utilizzare più sonde intensimetriche poste in punti diversi della pista per poter rendere il riconoscimento più robusto.

Appendice

Il suono

Quando il corpo di una macchina o di una struttura in generale vibra, il mezzo circostante viene perturbato secondo un movimento oscillatorio; il disturbo viaggia sia nei materiali solidi che in quelli aeriformi e prende il nome di suono.

Ma non necessariamente il suono è provocato dal moto di un elemento meccanico, può essere infatti generato dal movimento oscillatorio dello stesso fluido, come avviene ad esempio nel caso della miscelazione turbolenta di un getto con l'atmosfera, caso in cui non è coinvolta alcuna vibrazione strutturale. Nell'ambito dei fenomeni acustici il più semplice movimento è quello armonico, la cui onda possiede un andamento nel tempo di tipo sinusoidale. Alcune macchine, come i motori elettrici, le ventole o gli ingranaggi vibrano e producono rumore che molto spesso presenta delle componenti tonali pure, spesso molteplici e simultanee (in funzione della complessità del sistema vibrante e dei modi di vibrare). Altri rumori prodotti dalle macchine inducono suoni che non possono essere definiti armonici ma casuali nel tempo e vengono definiti rumore. Nei molti casi pratici, sia che si tratti di spazi chiusi che di campo libero (nessun ostacolo rilevante tra sorgente e ricevitore) bisogna considerare la propagazione tridimensionale del suono.

Onde sferiche

Le sorgenti di onde sferiche sono descritte attraverso il concetto della sfera pulsante le cui vibrazioni superficiali sono responsabili delle radiazioni acustiche. Una sorgente questa, ideale, ma idonea a rappresentare i problemi legati all'emissione di rumore, ed ottimale per discutere informazioni relative alla potenza sonora, all'intensità e all'interazione tra differenti sorgenti presenti nel campo di propagazione dell'energia acustica.

Pressione acustica

La matematica che descrive l'emissione acustica è quella delle onde che si propagano nell'aria generando delle fluttuazioni nella pressione e densità le quali sono generalmente molto minori rispetto alla pressione e densità medie dell'atmosfera.

Seppure alcuni dei rumori più forti producono oscillazioni nell'ordine dei 100 Pa (si individua ad esempio in prossimità di motori a getto), nella vita quotidiana le fluttuazioni della pressione variano tra un'ampiezza di 10^{-5} ed 1 Pa. Variazioni in minima percentuale rispetto alla pressione nominale dell'atmosfera. Le considerazioni sul rapporto tra pressione acustica e pressione atmosferica possono essere estese anche alla variazione di densità.

La pressione acustica in un qualsiasi punto del mezzo è definita come la differenza tra la pressione e la pressione atmosferica normale. La pressione sonora varia nel tempo e può essere positiva o negativa rispetto alla pressione atmosferica nominale. Il suono varia in ampiezza ed in frequenza ed è di solito conveniente assegnare un solo numero alla sua misura determinandone una media nel tempo. La media nel tempo della pressione sonora in un qualsiasi punto dello spazio, per un tempo sufficientemente lungo, è nulla e non è di alcun interesse, è quindi importante utilizzare un diverso tipo di media introducendo così la media nel tempo del quadrato della pressione o meglio la sua forma sotto radice quadrata nota come RMS.

$$p_{rms} = \sqrt{\langle p^2(t) \rangle} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T p^2(t) dt} \quad (65)$$

Questo tipo di valutazione si adatta perfettamente a tutti i casi in cui le storie temporali siano continue sia che si tratti di rumore o di toni puri.

La maggior parte delle volte in cui si parla di suoni questi vengono considerati in relazione alle capacità uditive dell'uomo, sia in termini di estensione nel campo delle frequenze, sia dal punto di vista delle pressioni acustiche percepibili dall'essere umano, in particolare questo secondo aspetto mette in risalto le grandi prestazioni dell'udito poiché la nostra natura ci permette di percepire variazioni di pressione compresi tra pochi milionesimi di pascal fino alle centinaia coprendo svariati ordini di grandezza. Per questo motivo è necessario dal punto di vista pratico utilizzare unità di misura che ci permettano di trattare con dei numeri così variabili, questa possibilità è offerta dalla scala decibel. È la più comune forma di misurazione del suono in termini di pressione e di potenza, non lineare bensì logaritmica. Quando si effettuano misure utilizzando la scala logaritmica, ovvero esprimendo il rapporto tra la grandezza misurata e una grandezza di riferimento si parla di livelli: di pressione, di potenza e di intensità sonore. Sono questi i livelli più utilizzati nel campo acustico. Ogni quantità

espressa in decibel rappresenta un rapporto tra la pressione misurata ed un valore di riferimento definito secondo la soglia dell'udibile ($20 \mu\text{Pa}$), in questo modo il più debole suono percepibile avrà un livello di pressione 0 dB mentre un evento molto rumoroso come il decollo di un aereo assistito a 500 m di distanza risulta in 120 dB (circa 20 Pa). Il livello di potenza sonora tipicamente sviluppato dal motore di un aereo a reazione è di 170 dB, per questa grandezza il riferimento relativo è di 10^{-12} W.

Assegnare un livello ad una singola sorgente, quantomeno dal punto di vista matematico, non è complicato mentre può esserlo se si vogliono isolare le caratteristiche di un campo sonoro in cui siano presenti diverse sorgenti.

Per analizzare al meglio le storie temporali della variazioni di pressione si ricorre all'analisi spettrale in cui i segnali acustici vengono suddivisi in componenti di frequenza; similmente a quanto accade all'interno dell'orecchio, questo giustifica l'esistenza di una funzione di trasferimento non costante lungo lo spettro; ad esempio i suoni intorno al kHz risultano accentuati rispetto agli altri (a pari energia).

Intensità acustica

La soluzione migliore per affrontare un problema nelle tre dimensioni è quella di ipotizzare una sorgente sferica, in modo tale che le fluttuazioni di pressione dipendano unicamente dal raggio del sistema di coordinate sferico. Quando la distanza dall'origine aumenta, l'impulso di pressione conduce ad un ritardo proporzionale, inoltre quando le onde si propagano verso l'esterno delle sorgente, l'ampiezza dell'impulso diminuisce poiché esse spandono sfericamente; l'effetto è ovviamente opposto se consideriamo la propagazione di onde acustiche verso l'interno della sorgente, ipotesi comunque non consistente se osserviamo la propagazione del suono in campo libero (assenza di significative barriere acustiche).

Nel considerare il problema in esame, in cui si vogliono analizzare caratteristiche fisiche di una sorgente in moto, risulta comodo ricondursi alla teoria della sfera pulsante: un'entità fisica che produce vibrazioni, a diverse frequenze, uniformi lungo la sua superficie.

$$I = p \cdot u_r = \langle p \cdot u_r \rangle_t = \frac{1}{T} \int_0^T p \cdot u_r dt \quad (66)$$

L'intensità è una grandezza vettoriale il cui modulo è il prodotto tra la velocità della particella investita dalla perturbazione acustica e la pressione sonora, la direzione e verso definiscono la linea di vista tra sorgente ed osservatore. La forma mediata nel tempo è:

$$\underline{I}(\underline{x}) = \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} p(\underline{x}, t) \cdot (\underline{x}, t) dt \quad (67)$$

L'intensità sonora istantanea è data dal prodotto della pressione sonora per la velocità della particella:

$$\underline{I}(t) = p(t) \cdot \underline{u}(t) \quad (68)$$

Nella sua propagazione, l'onda sonora viaggia nello spazio ma non produce un definitivo spostamento delle molecole dell'aria che invece oscillano intorno alla posizione di equilibrio nella direzione di propagazione ad una velocità u . Vale la seguente relazione per una qualsiasi onda piana, che viaggia in direzione positiva x :

$$\frac{p}{u} = \rho c \quad (69)$$

La quantità ρc è chiamata *impedenza caratteristica del fluido* e l'intensità sonora si può anche considerare come il tasso secondo il quale l'onda sonora produce lavoro lungo una superficie immaginaria, di area unitaria, in direzione perpendicolare alla stessa. È cioè un vettore che descrive, nel tempo e lungo la direzione del flusso, la variazione di energia per unità di area [W/m²].

In definitiva, considerando ancora la media nel tempo, vale che per un'onda piana, che viaggia in direzione positiva x , l'intensità vale :

$$\langle \underline{I} \rangle_t = \frac{\langle p^2 \rangle_t}{\rho c} \quad (70)$$

In generale, nella propagazione tridimensionale del suono l'intensità acustica è una grandezza vettoriale che può essere risolta nelle componenti x, y, z .

Dalla combinazione di alcune equazioni fondamentali che governano il campo acustico, è possibile derivare l'equazione di conservazione dell'energia sonora:

$$\int_S \underline{I}(t) ds = -\frac{\partial E(t)}{\partial t} \quad (71)$$

La parte di sinistra valuta l'energia che attraversa la superficie chiusa mentre il termine a destra rappresenta il tasso di variazione dell'energia sonora totale all'interno della superficie.

Se il campo acustico è stazionario, o almeno si può ritenere tale in un certo lasso di tempo, siamo interessati alla media nel tempo dell'intensità sonora:

$$\langle \underline{I}(t) \rangle_t = \langle p(t) \cdot \underline{u}(t) \rangle_t \quad (72)$$

L'integrale della media nel tempo dell'intensità su una superficie che racchiude la sorgente uguaglia la potenza sonora emessa dalla sorgente stessa:

$$\int_S \underline{I} ds = \underline{P}_a \quad (73)$$

La potenza acustica uscente da una superficie emettente è valutata integrando l'intensità acustica su una superficie che circonda la sorgente. Molte sorgenti di rumore seguono l'andamento generale secondo cui si sperimenta una radiazione relativamente inefficiente alle basse frequenze (laddove la lunghezza d'onda è molto più grande della dimensione della sorgente radiante) mentre è relativamente efficiente nel campo delle alte frequenze. Ovviamente l'esatta distribuzione di velocità sulla superficie definisce il campo acustico globalmente radiante e decisamente importante risulta l'interferenza prodotta nel campo acustico tra gli elementi adiacenti.

Per una onda piana che si propaga in direzione r , la pressione sonora p e la velocità della particella u sono in fase e messe in relazione attraverso l'impedenza caratteristica dell'aria ρc :

$$u_r(t) = \frac{p(t)}{\rho c} \quad (74)$$

Un'implicazione pratica di quanto detto è la relazione estremamente semplice tra il livello di intensità sonora (che è relativo all'intensità di riferimento 1 pW/m^2) e il livello di pressione sonora (che è relativo alla porzione di riferimento di $20 \text{ }\mu\text{Pa}$)

$$\underline{L}_i \cong \underline{L}_p \quad (75)$$

in quanto si ha in condizioni ambientali normali che:

$$\rho c \cong \frac{p_{ref}^2}{I_{ref}} = 400 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2 \text{s}} \quad (76)$$

Ad ogni modo nel caso più generale, sarebbe doveroso considerare in modo simultaneo sia la pressione sonora che la velocità della particella. Dal punto di vista della fase la velocità della particella e la pressione sonora nel punto sono in fase nel caso di onda piana, così come nel caso di campo libero ad una distanza sufficientemente grande dalla sorgente che genera il campo. Diversamente una delle caratteristiche del campo acustico vicino alla sorgente è che la pressione sonora sia parzialmente fuori fase rispetto alla velocità delle particelle. Questo aspetto viene descritto attraverso il concetto di campo sonoro attivo e reattivo: l'intensità istantanea attiva è il prodotto della pressione sonora per la componente in fase del velocità particella. Per questa quantità la media non è nulla tant'è che vi si riferisce usualmente utilizzando il termine intensità sonora; viceversa, per la componente reattiva dell'intensità istantanea si ha che il prodotto della pressione sonora per la componente fuori fase della velocità della particella rende la media nulla, indicando di fatto che questa componente di energia si muove avanti e indietro nel campo acustico senza un trasporto di energia, la quale rimane invece accumulata all'interno del mezzo. Tipicamente vicino alla sorgente è il campo reattivo ad essere maggiore di quello attivo, diminuendo però bruscamente con l'aumentare della distanza e lasciando che la componente attiva governi l'intensità istantanea nel campo acustico. Dal punto di vista pratico il campo reattivo può comunque essere considerato trascurabile quasi sempre a partire da una distanza di mezzo metro dalla sorgente.

L'intensità sonora misura il flusso di energia in un campo acustico e rende possibile determinare la potenza sonora di una sorgente senza l'ausilio di apposite soluzioni molto costose come camere di riverberazioni o anecoiche; escludendo quindi evidentemente a priori i casi dove le dimensioni della sorgente e della camera siano incompatibili. Le altre importanti applicazioni dell'intensità acustica includono

l'identificazione e classificazione di diverse sorgenti che costituiscono parte del campo sonoro globale, dando origine in pratica alla "visualizzazione" del campo acustico. Un progetto di riduzione del rumore inizia tipicamente con l'identificazione e classificazione delle sorgenti di rumore, dei canali di trasmissione e così la misurazione dell'intensità acustica rende possibile determinare il contributo parziale delle singole sorgenti nella potenza sonora globale. Il metodo dell'intensità sonora non è certamente esente da problemi e molta conoscenza è necessaria per misurare questa grandezza rispetto a un comune rilevatore di pressione acustica. Le difficoltà sono specialmente dovute al fatto che l'accuratezza della misura dell'intensità sonora dipende moltissimo dal campo di studio ed un altro problema è che l'azione dell'intensità sonora nel campo vicino ad un gruppo di sorgenti è ancora più complicata della distribuzione della pressione sonora, indicando che il campo può essere ancora più intricato di quanto precedentemente ipotizzato.

Nella letteratura esiste una quantità di tentativi di sviluppare una sonda di intensità acustica basata sulla misurazione combinata della pressione e della velocità delle particelle richiedendo però l'impiego di trasduttori estremamente sensibili per la misura della velocità di particelle estremamente piccole. Tuttavia trasduttori di questo tipo rappresentano una rarità molto costosa per poter essere impiegata comunemente, resta comunque il problema che un trasduttore di velocità per una qualsiasi particella, anche volendo ignorare le difficoltà di misura, è estremamente influenzato dal movimento dell'aria.

Il metodo più comunemente adottato coinvolge due trasduttori di pressione infatti, a parte un caso che impiega un misuratore di velocità, la quasi totalità delle sonde di intensità impiegano il principio dei due microfoni (p-p side to side o face to face) che impiega trasduttori collocati a corta distanza l'uno dall'altro. Questo stima la velocità della particella attraverso approssimazioni del gradiente di pressione.

Naturalmente le performance dipendono fortemente dall'accuratezza del microfono, dalla relativa fase e di conseguenza il loro costo è molto elevato; il che ha ostacolato la larga diffusione anche nei campi in cui risulterebbero molto utili, come nell'ambiente industriale dove un classico problema è quello di identificare il contributo specifico delle diverse sorgenti sonore. Questo avviene e potrebbe essere sfruttabile sia negli ambienti chiusi che negli spazi aperti dove l'obiettivo è la valutazione dell'impatto acustico di una data sorgente in presenza di molte altre nel senso di distinguere ad

esempio il rumore provocato dal terminal di un aeroporto dal rumore degli aerei. L'importanza di separare una sorgente dall'altra ha grande rilievo quando se ne osservano le ragioni economiche per identificare la corretta contromisura. Un interessante caso di studio è dato dagli ambiti nei quali è possibile misurare il rumore dato da una sorgente sonora mobile sovrapposta a fonti statiche: questo criterio di separazione è particolarmente idoneo ad esempio nel contesto aeroportuale.

Le misurazioni di intensità sono sensibili alla diffusione e diffrazione del suono, ai movimenti turbolenti dell'aria che inducono componenti a bassa frequenza e dal rumore elettrico nei microfoni. Quest'ultimo può essere osservato soprattutto a bassi livelli di pressione, specialmente sotto i 40 dB e alle basse frequenze. Una delle maggiori limitazioni del principio di misurazione p-p sta nel fatto che il gradiente di pressione è approssimato da una differenza finita in due punti discreti.

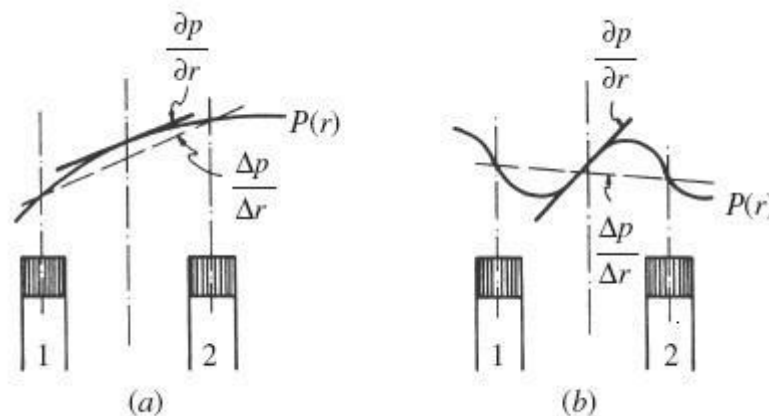


Figura 101 : Errore dovuto all'approssimazione in differenza finita; buona approssimazione a bassa frequenza (a) e cattiva approssimazione ad alta frequenza (b)

Questo impone ovviamente un limite sulle alte frequenze che è inversamente proporzionale alla distanza tra i microfoni; ma in definitiva le performance alle alte frequenze di un sistema reale sono buone poiché la limitazione imposta dall'approssimazione del gradiente è compensata dalla variazione di pressione indotta dalla risonanza delle cavità di fronte ai microfoni¹³. Questo sposta la frequenza limite superiore intorno ai 10 kHz. Anche dal punto di vista della fase i microfoni sono differenti e questo scarto tende ad accentuarsi alle alte frequenze.

¹³ Questo effetto dipende dalla frequenza e dalla dimensione dei microfoni, rappresenta la problematica risolta attraverso l'impiego della sonda 3D

Per queste sonde è richiesta la calibrazione iniettando rumore in banda larga a pressione costante nella cavità dei microfoni.

Per misurare la potenza sonora emessa da una sorgente l'approccio tipico richiede di suddividere la superficie in un certo numero di segmenti ognuno dei quali verrà adeguatamente analizzato. Risulta comunque molto complicato osservare il campo sonoro di una sorgente eterogenea, particolarmente grande, da una distanza ravvicinata, e può dare persino origine a misurazioni di intensità negativa (chiaramente erronea poiché il verso di provenienza del suono è costante); diversamente, a grande distanza dalla sorgente, il rumore di fondo può prendere il sopravvento nella misura cosicché, in conclusione, il collocamento più adeguato della sonda ricade nel compromesso.

Le misurazioni di intensità acustica richiederebbero l'impiego di trasduttori in grado di misurare sia la pressione che la velocità delle particelle perturbate, il problema in tal senso è la difficoltà nel quantificare la seconda grandezza. Sono in fase di sviluppo sonde capaci di determinare la velocità delle particelle, molto costose e ancora di nicchia, le cosiddette sonde p-u. Attualmente sono ancora molto diffuse le sonde di tipo p-p che invece impiegano due microfoni di pressione per definire entrambe le grandezze necessarie per il calcolo dell'intensità. Il metodo si basa sulla valutazione della pressione in due punti precisi dello spazio e applica la formula di Eulero per definire la velocità:

$$\vec{a} = \frac{\partial \vec{u}}{\partial t} = -\frac{1}{\rho_0} * \Delta(p) \quad (77)$$

dove ρ_0 è la densità dell' mezzo elastico.

Per maggiore chiarezza consideriamo la sonda di intensità più semplice, quella 1D in cui sono presenti solamente due microfoni posti l'uno affacciato all'altro; in questo caso l'equazione risulta la seguente nella direzione n della congiungente i due microfoni:

$$\frac{\partial u_n}{\partial t} = -\frac{1}{\rho_0} \cdot \frac{\partial p}{\partial n} \quad (78)$$

E dato che vogliamo conoscere la velocità integriamo nel tempo:

$$u_n(t) = -\frac{1}{\rho_0} \cdot \int_{-\infty}^t \frac{\partial p(\tau)}{\partial n} d\tau \quad (79)$$

per cui in termini di intensità si ottiene:

$$I(t) = -\frac{1}{\rho_0} \left(\frac{p_1(t) - p_2(t)}{2} \right) \cdot \int \frac{p_1(t) - p_2(t)}{\Delta x} dt \quad (80)$$

D'altra parte però il calcolo prevedrebbe una distanza infinitesima tra i microfoni e siccome non è così si ricorre alla differenza finita tra le posizioni dei trasduttori, questo rappresenta il limite delle tradizionali sonde di intensità.

Quando la lunghezza d'onda del segnale è oltre 6 volte la distanza δ tra i microfoni l'errore che si commette è trascurabile però man mano che la frequenza sale l'approssimazione della differenza finita tende a crescere. Questo accade per via del fatto che la derivata della pressione lungo la direzione n calcolata per un segnale che presenta numero d'onda elevato potrebbe risultare anche molto diversa rispetto alla realtà.

Queste sonde sono estremamente sensibili alla differenza di fase tra i trasduttori, infatti il principio si basa proprio sulla capacità di seguire la forma dell'onda di pressione nell'intercapedine, dunque un'anche minima differenza di fase conduce a risultati errati; è indispensabile quindi che i microfoni vengano scelti in maniera scrupolosa. La verifica viene condotta iniettando lo stesso segnale in entrambi i microfoni, se questi rispondono in modo identico la fase è nulla altrimenti vi sarà una fase residua.

Nel campo vicino, dove il rumore di fondo non è attenuato, l'indice pressione-intensità rappresenta la reattività del campo sonoro:

$$\delta_{pI} = L_p - L_I \quad (81)$$

Questo valore tende a decrescere quando si ha a che fare con onde piane in campo libero, cioè quando la componente di intensità è praticamente solo attiva; viceversa se il livello di pressione è molto grande rispetto al livello di intensità esso cresce. Perché gli errori nella misura siano minimi occorre che il valore di δ_{pI} risulti inferiore ai 10 dB.

L'innovatività della sonda 3D consiste nell'impiego di microfoni in pressione tradizionali come nella modalità 1D ma in una configurazione tale per cui la distanza tra i microfoni coassiali è regolabile e in più le tre coppie di microfoni hanno una mutua interazione essendo distanziati l'uno dall'altro di $\delta/\sqrt{2}$. In questo modo si riducono gli errori random.

Proprietà fisiche

Il suono è definito come una variazione della pressione dell'aria, modellata secondo una forma d'onda composta da molteplici onde sinusoidali di differente ampiezza, frequenza e fase. Studi recenti mostrano che il nostro orecchio non è in grado di distinguere le fasi tra diversi segnali acustici che percepiamo, tuttavia ne sfruttiamo il principio ogni volta che cerchiamo di localizzare la sorgente sonora.

Questo prova che il sistema acustico umano analizza direttamente le forme d'onda. Più interessante della forma d'onda in se stessa è spesso la sua composizione dal punto di vista delle onde sinusoidali, delle ampiezze e delle frequenze. Nella fisica questa analisi viene compiuta mediante la trasformata di Fourier mentre il nostro apparato uditivo esegue un'analisi simile utilizzando l'orecchio interno. Solamente quando siamo in possesso delle informazioni sulle frequenze possiamo distinguere i suoni: ogni suono che percepiamo è composto da diverse frequenze ed ampiezze il cui schema di variazione nel tempo è differente da caso a caso. La durata di questo schema è il primo pezzo d'informazione per partizionare le storie temporali in singoli suoni che possono poi essere classificati.

Interferenza

La linearità dell'equazione delle onde permette di applicare il principio di sovrapposizione, il quale ci consente di ricavare il campo acustico globale semplicemente sommando tutte le componenti individuate al suo interno. La rete di campi sonori prodotti dall'interferenza di diversi campi individuali può essere molto complessa e dipendere dalla disposizione geometrica delle sorgenti, dalla fase, dall'ampiezza e certamente dalla frequenza. Alcune regioni sono definite di interferenza costruttiva dove la sovrapposizione di campi dà luogo ad un incremento dell'ampiezza della pressione acustica, altre regioni invece sono soggette ad un'interferenza distruttiva dove la pressione acustica viene ridotta.

La possibilità di avere sorgenti acustiche che assorbono energia potrebbe a prima vista sembrare irragionevole ma se si pensa ad una sorgente come una sfera pulsante o comunque al cono di un altoparlante allora diventa evidente che la sorgente potrebbe diventare un assorbitore dell'energia presente nel campo acustico quando la pressione sonora sulla sorgente tende ad essere fuori fase rispetto alla velocità della superficie.

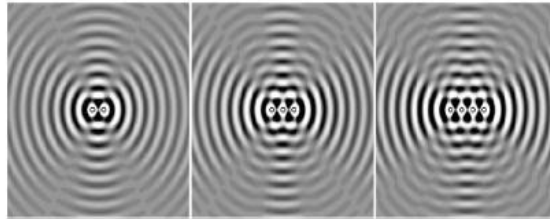


Figura 102 : Campo acustico in cui è posta in evidenza l'interferenza tra 2, 3 e 4 sorgenti sonore

Di fatto questo rende ancora più complicato rilevare correttamente la posizione o assegnare adeguatamente le caratteristiche fisiche del segnale ad ogni sorgente, le quali sono numerose nel contesto aeroportuale (automobili, autobus, sirene, etc.). Certamente anche la presenza di vento e la temperatura al suolo influenzano la diffusione del suono, specialmente il gradiente della velocità del vento può causare accentuate rifrazioni acustiche verso l'alto.

Proprietà psico – acustiche

Il grado di precisione delle informazioni che possiamo ottenere dall'analisi di un segnale acustico può essere più o meno elevato, al pari di quanto succede per l'essere umano, infatti quando ascoltiamo un suono è il nostro cervello che cerca in modo più o meno approfondito di estrarre informazioni da quello che percepiamo. Ascoltando una conversazione possiamo limitarci a dichiarare che qualcuno sta parlando oppure interpretare, sulla base delle nostre conoscenze, l'argomento del dialogo e riconoscere gli interlocutori.

Tutto questo viene realizzato nonostante le informazioni del segnale acustico restino esclusivamente proprietà fisiche; l'obiettivo di ogni metodo di riconoscimento di eventi acustici è proprio quello di simulare il comportamento della mente umana, cercando di leggere la variazione delle proprietà fisiche del suono nel tempo ma è molto difficile estrarre automaticamente anche solo generiche informazioni come la

classificazione in parlato, musica, silenzio o rumore, o interpretare le dinamiche (cambiamenti dell'intensità).

La facoltà di interpretare un segnale acustico non si limita alla sola comprensione delle caratteristiche fisiche del segnale in termini di ampiezza o di frequenza e quindi anche la capacità di giudicare uno stimolo più o meno fastidioso non è univocamente definibile osservando soltanto tali proprietà. Possiamo citare almeno un paio di aspetti che influenzano la soggettiva percezione di uno stimolo uditivo: la durata e l'osservazione. Si tratta di psico-acustica, cioè di valutare effetti non direttamente riconducibili all'analisi del segnale ma al risultato nel proprio stato d'animo. Poiché il corpo umano tende ad abituarsi agli stimoli, così un suono prolungato può risultare in un disturbo minore rispetto ad un fenomeno impulsivo di pari energia; ma anche differenti sorgenti sonore e/o diversi ambienti, influenzano la nostra stima dell'energia acustica attribuita ad un suono, ad esempio se ci troviamo in uno spazio molto silenzioso il minimo rumore, sia esso anche molto debole, rappresenta un disturbo, mentre all'interno di un ambiente molto rumoroso come una discoteca lo stesso rumore viene assolutamente trascurato, ossia seppure presente non viene considerato. In prossimità di un aeroporto si può osservare il medesimo comportamento: il cervello si abitua e può tollerare più facilmente il decollo o l'atterraggio dei velivoli in condizioni normali, ma non appena, ad esempio per via di condizioni climatiche avverse o decisioni di gestione del traffico aeroportuale, le rotte cambiano, la straordinarietà dell'evento è immediatamente rilevata.

L'inversore di spinta ad esempio è un evento acustico variabile, nel senso che cambia nel tempo sia per effetto del movimento della sorgente, che per tipo di velivolo, orario, pista, vento, pilota; e in più, trattandosi di un evento acustico dotato di contenuto spettrale in bassa frequenza è particolarmente disturbante e l'orecchio lo distingue dagli altri rumori.

Bibliografia

- [1] Boeing. Boeing General Info 737, .
- [2] Philip R. Gliebe. UHB engine fan broadband noise reduction study, (1995).
- [3] Malcolm J Crocker. Handbook of noise and vibration control, (2007).
- [4] Zaporozhets O, Tokarev V, Attenborough K, Li KM.
Aircraft noise model corrected by operational and propagation effects. (1999).
- [5] M.J.T. Smith.
Aircraft Noise, (1989).
- [6] H.H. Hubbard.
Aeroacoustics of flight vehicles, (1994).
- [7] Ur Kyiv. KIUCA.
Method for computing noise levels from aircrafts around airports of civil aviation, (1997).
- [8] M. Heinonen-Guzejev.
Self-report of transportation noise exposure, annoyance and noise sensitivity in relation to noise map information, Journal of Sound and Vibration 311. (2000).
- [9] Ferdinand Grosveld, Brenda Sullivan, Stephen Rizzi. Temporal characterization of aircraft noise sources, (2004).
- [10] JW Frank Fahy. Advanced applications in acoustic, noise and vibraton, (2004).
- [11] Jayson Bualalon.
Noise Suppression Methods for Turbofan Engines, (2006).
- [12] Attenborough K.
Ground parameter information for propagation modelling. (1992).
- [13] G. Moschioni, B. Saggin, M. Tarabini.
The use of Sound Intensity for the Determination of the Acoustic Trajectory of Aircrafts, International Congress on Acoustics, Madrid, 2-7 September 2007, .
- [14] G. Moschioni, B. Saggin, M. Tarabini.
Contribution of airports to noise in surrounding environment; identification and measurement of noise sources, INTER-NOISE 2007, 28-31 August 2007, Istanbul, Turkey; .
- [15] G. Moschioni, B. Saggin, M. Tarabini, F. Scamoni.
Use of Intensimetric Techniques for Measurements of Airport Noise, INTER-NOISE 2007, 28-31 August 2007, Istanbul, Turkey; .

- [16] Silvia Pfeiffer, Stephan Fischer and Wolfgang Effelsberg. Automatic Audio Content Analysis, (1997).
- [17] Huadong Wu, MI Siegl, Pradeep Khosla. Vehicle Sound Signature Recognition by Frequency Vector Principal Component Analysis, (1998).
- [18] Mario E. Munich. Bayesian Subspace Methods for Acoustic Signature Recognition of Vehicles, (2004).
- [19] D. Berckmansa, K. Janssensb, H. Van der Auweraerb, P. Sasa, W. Desmet. Model-based synthesis of aircraft noise to quantify human perception of sound quality and annoyance, (2008).
- [20] VT Oleksander Zaporozhetsa . Predicting noise from aircraft operated on the ground, (2003).
- [21] Alain Dufaux, Laurent Besacier, Michael Ansorge, and Fausto Pellandini. Automatic sound detection and recognition for noisy environment, (2001).
- [22] KD Martin. Musical Instrument Identification: A Pattern Recognition Approach, (1998).
- [23] RS Michael Cowling. Comparison of techniques for environmental sound recognition, (2003).
- [24] WMR Eric, S Andreas. Flowfield Investigation at Propeller Thrust Reverse, (2010).
- [25] R Gutierrez, A Atchley, K Hodgdon. Characterization of aircraft noise during thrust reverser engagement, (2005).
- [26] Ben H. Sharp, Yuri A. Gurovich, William W. Albee. Status of Low-Frequency Aircraft Noise Research and Mitigation, (2001).
- [27] EC Roy, RA Michael, Variable fan exhaust area nozzle for aircraft gas turbine engine with thrust reverser, (1998).
- [28] KK Hodgdon, AA Atchley, RJ Bernhard. Low frequency noise study, Final report, PARTNER Low Frequency Study Group, Report No.PARTNER-COE-2007-001, April. (2007).
- [29] Kathleen Hodgdon, Anthony Atchley. Vibration and rattle impact due to low frequency noise investigated at Dulles airport, (2005).
- [30] J Woodward, L Briscoe, K Dunholter, A Atchley, R Bernhard, ... FAA/NASA/Transport Canada. ACRP Report 15. Aircraft Noise: A toolkit for

managing community expectations, Final report, PARTNER Low Frequency Study Group, Report No.PARTNER-COE-2007-001, April. (2009).

[31] S White, D Beaton, J McMahon, Rhods, DP. UK Civil Aviation Authority. ERCD Report 1007. Noise measurements of Reverse Thrust at heathrow and Stansted Airports, (2010).

[32] M Tarabini, The use of sound intensity for sound source identification, (2007).