

### 4.8.1 INTERRELAZIONE TRA EMISSIONI DI CO, UHC E NO<sub>x</sub>

- CONTENIMENTO DELLE EMISSIONI DI NO<sub>x</sub> CONSIGLIA MODERATE  $T$ , PENURIA DI OSSIGENO, TEMPI DI COMBUSTIONE BREVI
- OSSIDAZIONE DI CO A CO<sub>2</sub> RICHIEDE ALTE  $T$ , ABBONDANTE OSSIGENO, TEMPI DI COMBUSTIONE LUNGHI
- RIDUZIONE DELLE EMISSIONI DI UHC SEGUE STESSE LINEE DI CO

⇒ CONFLITTO

## 4.8.2 EMISSIONI DI CO E NO<sub>x</sub> DA MOTORI ALTERNATIVI

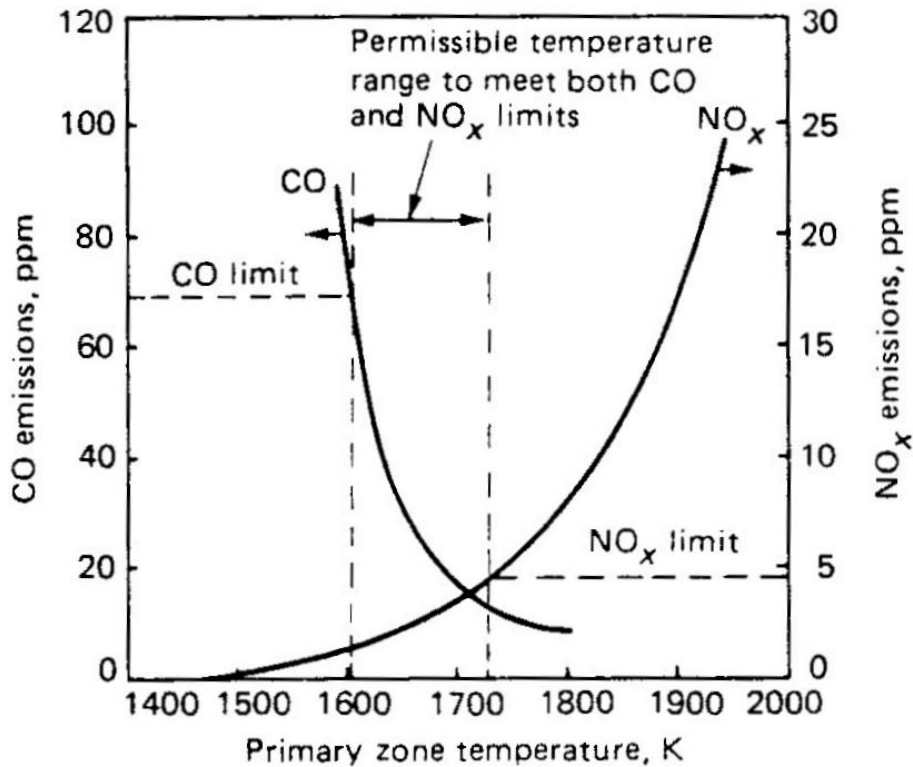


Figure 67: Indici di emissione di NO<sub>x</sub> e CO da un motore alternativo, in funzione della temperatura.

- OPERARE IN UN RISTRETTO CAMPO DI TEMPERATURE PER AVERE EMISSIONI ACCETTABILI DI ENTRAMBI

### **4.8.3 RIDUZIONE DELLE EMISSIONI DA MOTORI ALTERNATIVI**

- CAMERE ~ SFERICHE PER RIDURRE L'ESTENSIONE DELLE ZONE A BASSA  $T$
- RISCALDAMENTO ACCELERATO (BUONA PARTE DELLE EMISSIONI ALL'AVVIAMENTO → 1 – 2 m DI RISCALDAMENTO)
- MARMITTE CATALITICHE

## 4.8.4 MARMITTA CATALITICA

- $\text{NO} + \text{CO} + \text{HC} \rightarrow \text{N}_2 + \text{CO}_2 + \text{H}_2\text{O}$
- CATALIZZATORE Pt, Pd, Rh
- $A/F$  CONTROLLATO IN BASE AL CONTENUTO DI OSSIGENO DEI FUMI

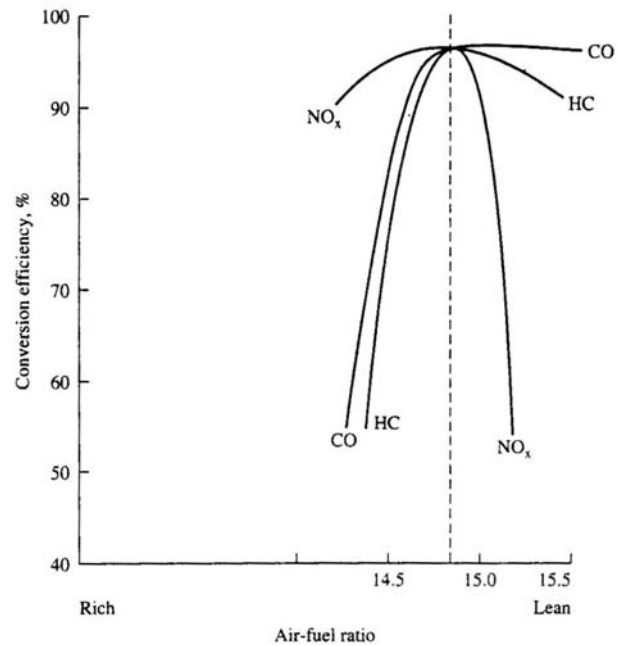
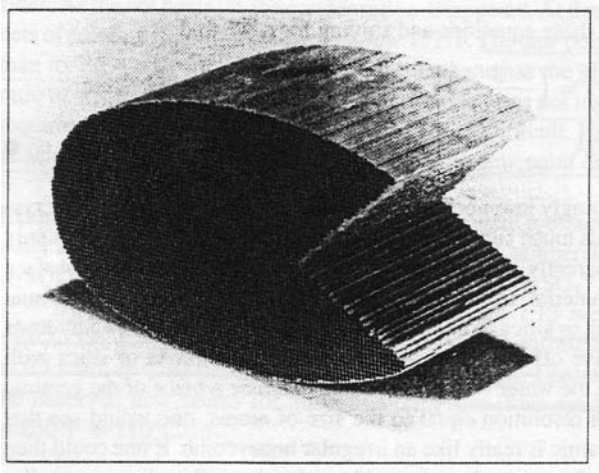


Figure 68: (sinistra) Struttura a nido d'ape del supporto del catalizzatore; (destra) rendimenti di conversione in funzione del rapporto  $A/F$ .

### 4.8.5 EMISSIONI DI CO E NO<sub>x</sub> DA TURBINE A GAS

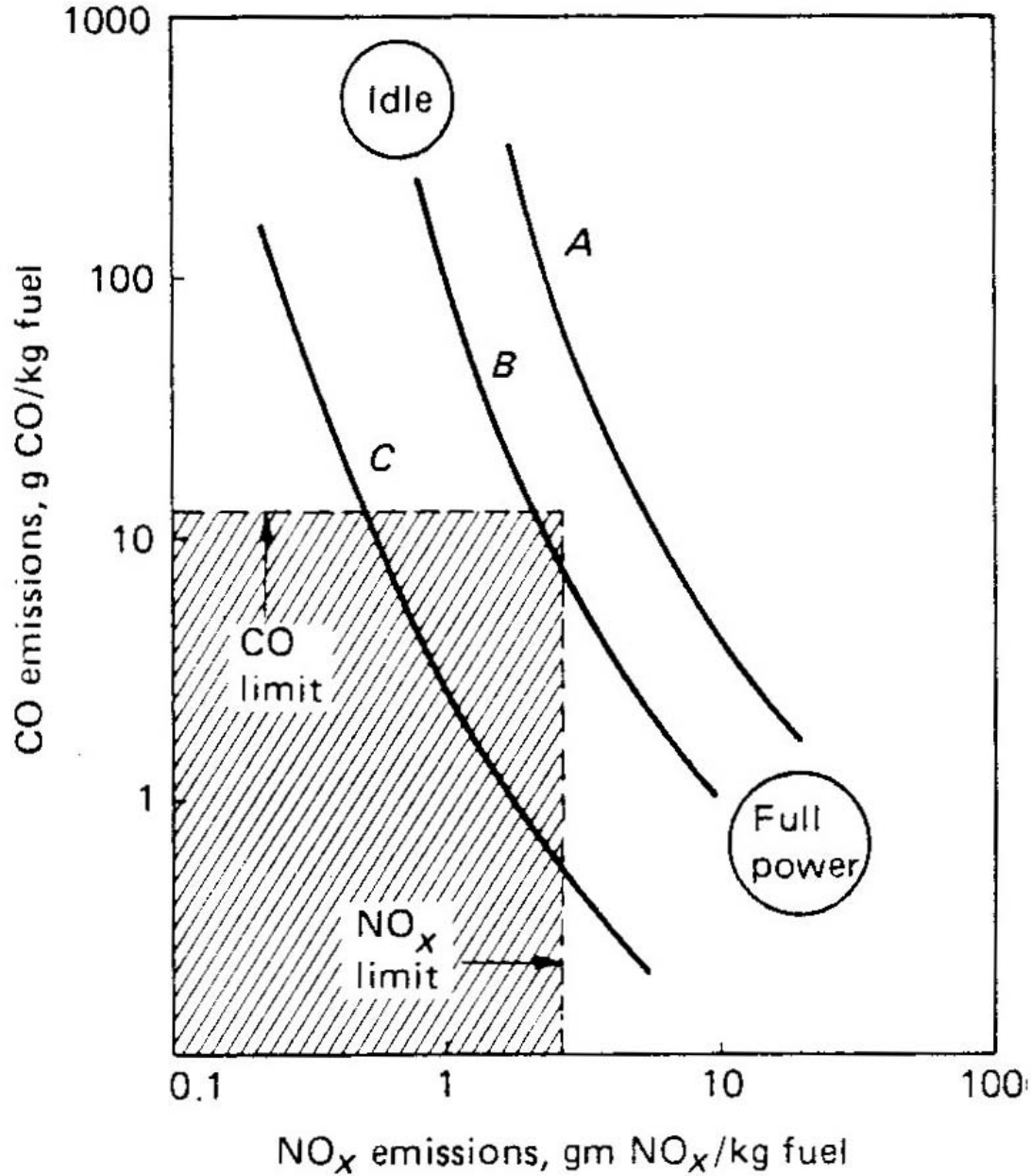


Figure 69: Indici di emissione di CO e NO<sub>x</sub> da turbine a gas al variare delle condizioni operative.

- IDLE: BASSA  $T$ , BASSO  $E_{NO_x}$ , ALTO  $E_{CO}$
- DECOLLO: ALTA  $T$ , ALTO  $E_{NO_x}$ , BASSO  $E_{CO}$
- CROCIERA: CONDIZIONI INTERMEDIE

## 4.8.6 EMISSIONI DI CO, NO<sub>x</sub>, UHC, SOOT DA TURBINE A GAS

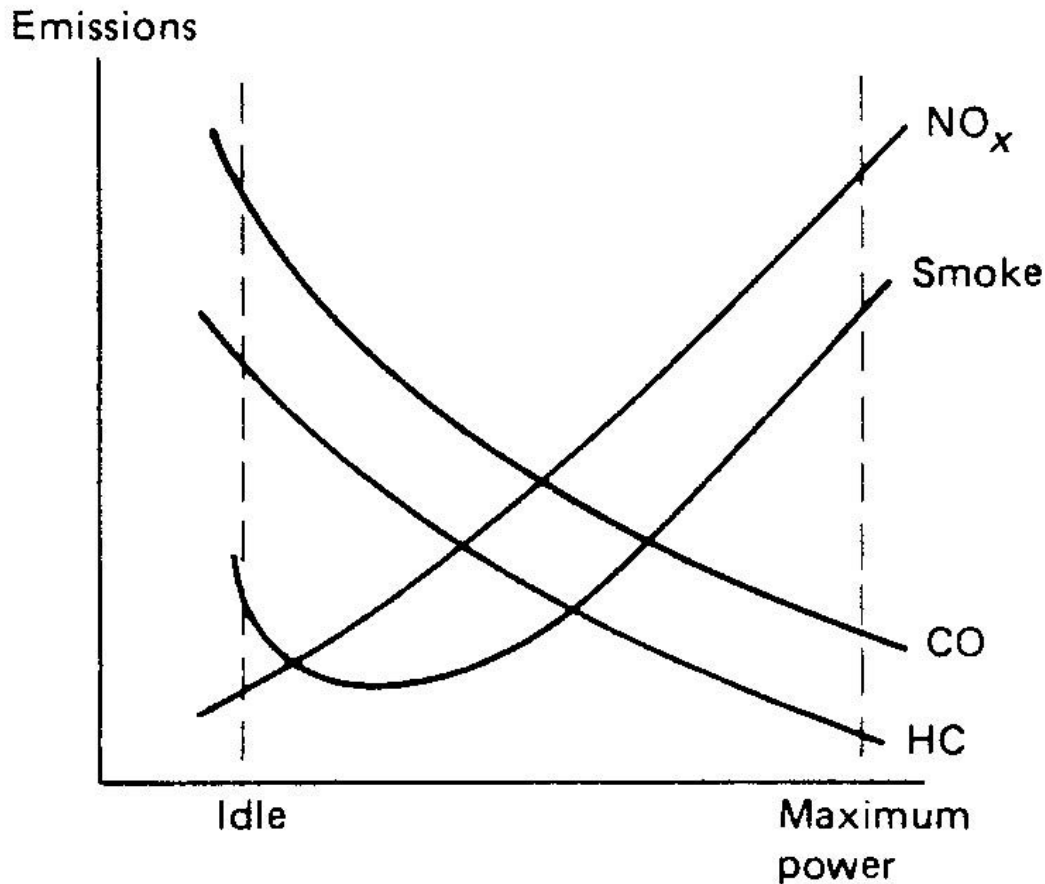


Figure 70: Emissioni di CO, UHC, NO<sub>x</sub> e soot da turbine a gas al variare delle condizioni operative.

- IDLE: BASSA  $T$  → BASSO EINO<sub>x</sub>, ALTI EICO, EIUHC;  
BASSO  $\varphi$  → POCO SOOT
- DECOLLO: ALTA  $T$ , ALTO EINO<sub>x</sub>, BASSI EICO, EIUHC;  
ALTO  $\varphi$  → MOLTO SOOT
- CROCIERA: CONDIZIONI INTERMEDIE;  $T$  RELATIVAMENTE  
ALTA,  $\varphi$  RELATIVAMENTE BASSO → MOLTO POCO SOOT

## **4.8.7 RIDUZIONE DELLE EMISSIONI DA TURBINE A GAS**

- (DISPOSITIVO CATALITICO NON UTILIZZABILE PER CADUTA DI PRESSIONE, PESO, INGOMBRO)
- PARETI DELLA CAMERA DI COMBUSTIONE RAFFREDDATE DA FLUSSO D'ARIA
- CERCARE DI RIDURRE IL RAPPORTO AREA PARETI / VOLUME CAMERA
- COMBUSTORI ANULARI DANNO EMISSIONI PIÙ BASSE RISPETTO A COMBUSTORI TUBOLARI (MA SONO PIÙ COSTOSI)
- CERCARE DI MINIMIZZARE LA PORTATA D'ARIA DI RAFFREDDAMENTO (→ TRASPIRAZIONE)

### 4.8.8 STAGING

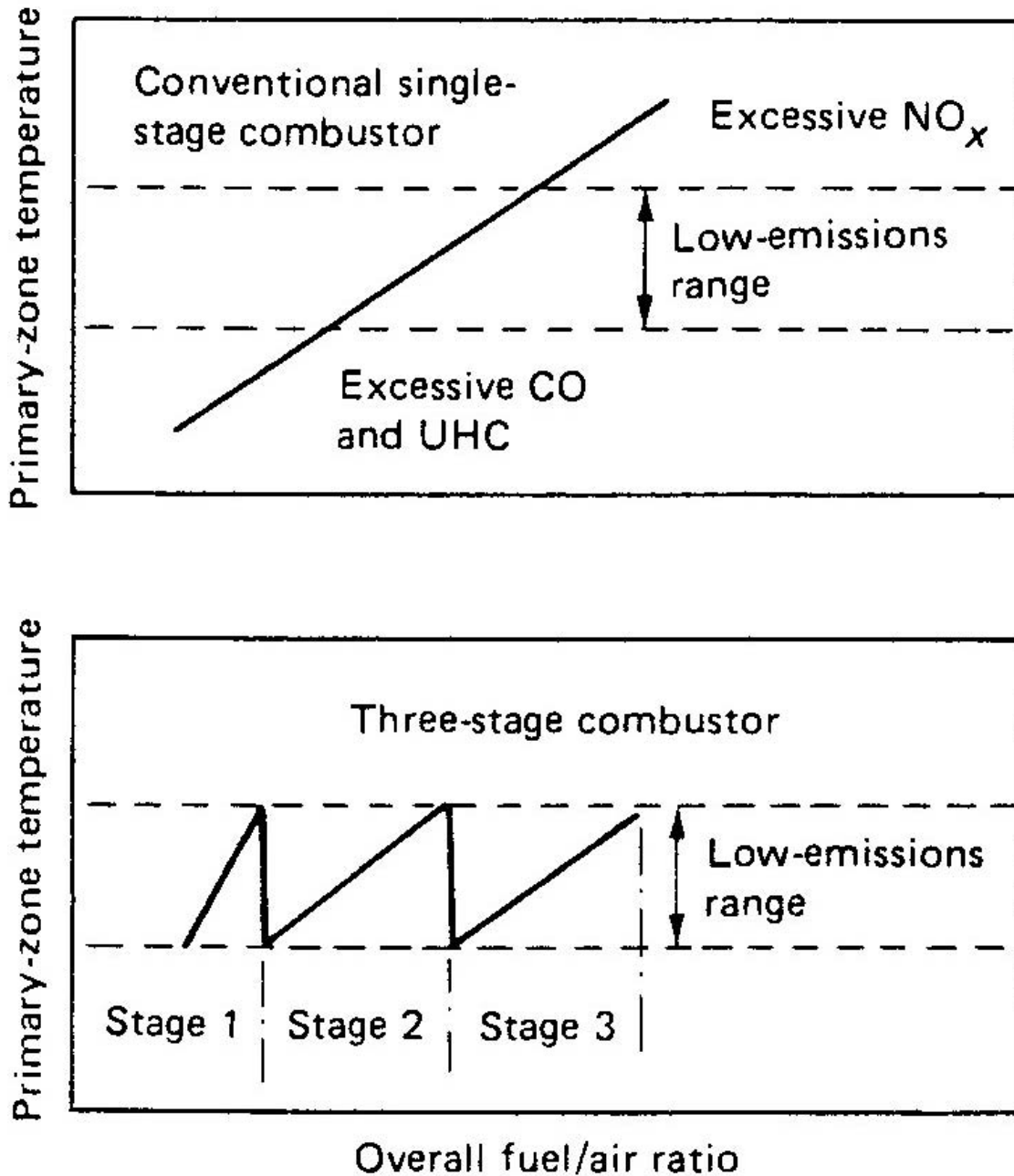


Figure 71: (sopra) Combustore convenzionale; (sotto) combustore a stadi.

### 4.8.9 CONTROLLO DI $\varphi$

- $\varphi$  DETERMINA LE EMISSIONI
  - COMBUSTIONE PREMISCELATA PERMETTE IN TEORIA DI LIMITARE LA COMBUSTIONE AD UN CAMPO DI  $\varphi$  MOLTO STRETTO → MINORI EMISSIONI
  - MA LA PRESENZA DI UNA FIAMMA PILOTA (COMBUSTIONE PARZIALMENTE PREMISCELATA) RIDUCE IL VANTAGGIO
  - ANCHE SE  $\varphi$  NOMINALE SCELTO PER MINIMIZZARE LE EMISSIONI, SCOSTAMENTI DA ESSO POSSONO DAR LUOGO A FORTE AUMENTO DELLE EMISSIONI
  - SCOSTAMENTI DOVUTI A:
    - DISOMOGENEITÀ (→ MIGLIORARE ATOMIZZAZIONE E MISCELAMENTO)
    - TURBOLENZA (NECESSARIA PER ATTIVARE IL MISCELAMENTO...)
  - $\varphi$  DEVE COMUNQUE VARIARE DA  $\sim 1$  NELLA ZONA PRIMARIA, AD UN VALORE  $\sim 0,2 - 0,3$  ALL'USCITA
- RICERCARE LA SOLUZIONE DI COMPROMESSO CHE CONSENTE DI MINIMIZZARE GLOBALMENTE LE EMISSIONI

## **5.1 EMISSIONI DI RUMORE**

- FONTI:
  - MOTORI, ELICHE
  - VELIVOLO
  
- VALUTAZIONE DEGLI EFFETTI:
  - MISURA DEL RUMORE
  - ATTENUAZIONE

## 5.2.1 MISURA DEL RUMORE

- SUONO: PERTURBAZIONE CHE PROVOCA VARIAZIONE DI  $p$
- $p = \bar{p} + p'$  PRESSIONE (MEDIA + FLUTTUANTE) [Pa]
- $\sqrt{\overline{p'^2}}$  SCARTO QUADRATICO MEDIO
- $W$  POTENZA EMESSA [W]
- $I = dW/dA$  INTENSITÀ ACUSTICA [W/m<sup>2</sup>]
- I VALORI DI  $\sqrt{\overline{p'^2}}$ ,  $I$ ,  $W$  POSSONO VARIARE DI MOLTI ORDINI DI GRANDEZZA → SCALA LOGARITMICA

## 5.2.2 LIVELLI SONORI

- $L_W = 10 \log_{10}(W/W_{ref})$
- $L_I = 10 \log_{10}(I/I_{ref})$
- $L_p = 10 \log_{10}(\overline{p'^2}/p_{ref}^2) = 20 \log_{10}(\sqrt{\overline{p'^2}}/p_{ref})$
- MISURATI IN DECIBEL (dB)
- $W_{ref} = 10^{-12} \text{ W}$ ;  $I_{ref} = 10^{-12} \text{ W/m}^2$ ;  $p_{ref} = 20 \text{ } \mu\text{Pa}$
- I VALORI  $I_{ref}$ ,  $p_{ref}$  CORRISPONDONO AL MINIMO LIVELLO SONORO UDIBILE
- SI PUÒ DIMOSTRARE CHE  $I = \overline{p'^2}/(\rho a)$
- PER  $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ ,  $a = 340 \text{ m/s} \rightarrow I = \frac{\overline{p'^2}}{416}$

$$\overline{p'^2} = 416 I$$

$$p_{ref} = \sqrt{416 I_{ref}} \simeq 20 \sqrt{10^{-12}} = 20 \text{ } \mu\text{Pa}$$

- PER CUI  $L_I \simeq L_p$
- SCALA LOGARITMICA: + 3 dB  $\rightarrow$  RADDOPPIO INTENSITÀ RUMORE
- LIVELLO RISULTANTE DI 2 RUMORI DI 50 dB CIASCUNO  $\rightarrow$  53 dB

### 5.2.3 RELAZIONE TRA $I$ E $\overline{p'^2}$

- $v$  VELOCITÀ DI UNA PARTICELLA FLUIDA,  $\xi$  SUO SPOSTAMENTO PER EFFETTO DELL'ONDA DI PRESSIONE
- LAVORO  $dE = p' dA d\xi$

$$I = \frac{dE}{dA dt} = p' \frac{d\xi}{dt} = p' v$$

- FORZA SU UN VOLUMETTO PER EFFETTO DI  $\partial p' / \partial x$

$$\left. \begin{aligned} dF &= -\frac{\partial p'}{\partial x} dx dy dz = -\frac{\partial p'}{\partial x} dV \\ dF &= dm \frac{\partial v}{\partial t} = \rho dV \frac{\partial v}{\partial t} \end{aligned} \right\} \rightarrow -\frac{\partial p'}{\partial x} = \rho \frac{\partial v}{\partial t}$$

- $p'$  DA SOLUZIONE EQ. DELLE ONDE

$$\frac{\partial^2 p'}{\partial x^2} = \frac{1}{a^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2}; \quad \left[ \nabla^2 p' = \frac{1}{a^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} \quad \text{IN 3-D} \right]$$

$$p' = F(at-x) + G(at+x) = \sum_k p'_{max,k} \{ \sin[k(at-x)] + \sin[k(at+x)] \}$$

- SINGOLO MODO  $p' = p'_{max} \sin(at - x)$

$$\frac{\partial v}{\partial t} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p'}{\partial x} = \frac{p'_{max}}{\rho} \cos(at - x)$$

$$v = \int \frac{\partial v}{\partial t} dt = \frac{p'_{max}}{\rho} \int \cos(at - x) dt = \frac{p'_{max}}{\rho a} \sin(at - x) dt$$

$$\rightarrow I = \frac{p'^2_{max}}{\rho a} \cdot \overline{\sin^2(at - x)}$$

## 5.2.4 FREQUENZE UDIBILI

- DA CIRCA 20 A 20000 Hz

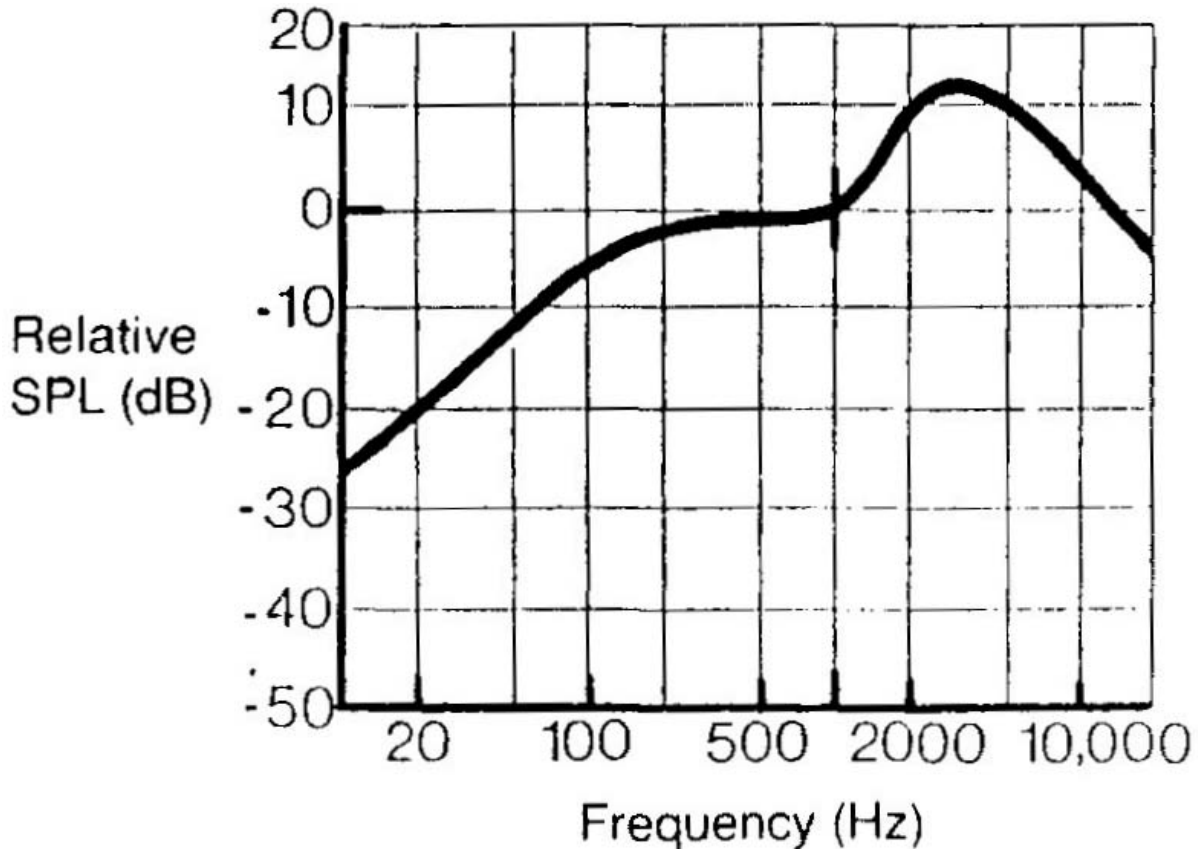


Figure 72: Risposta in frequenza dell'orecchio umano (riferimento ad 1 kHz).

## 5.2.5 OTTAVE

- OTTAVA: RAPPORTO  $f_{sup}/f_{inf} = 2$
- 1/3 OTTAVA: RAPPORTO  $f_{sup}/f_{inf} = (2)^{1/3} = 1,26$

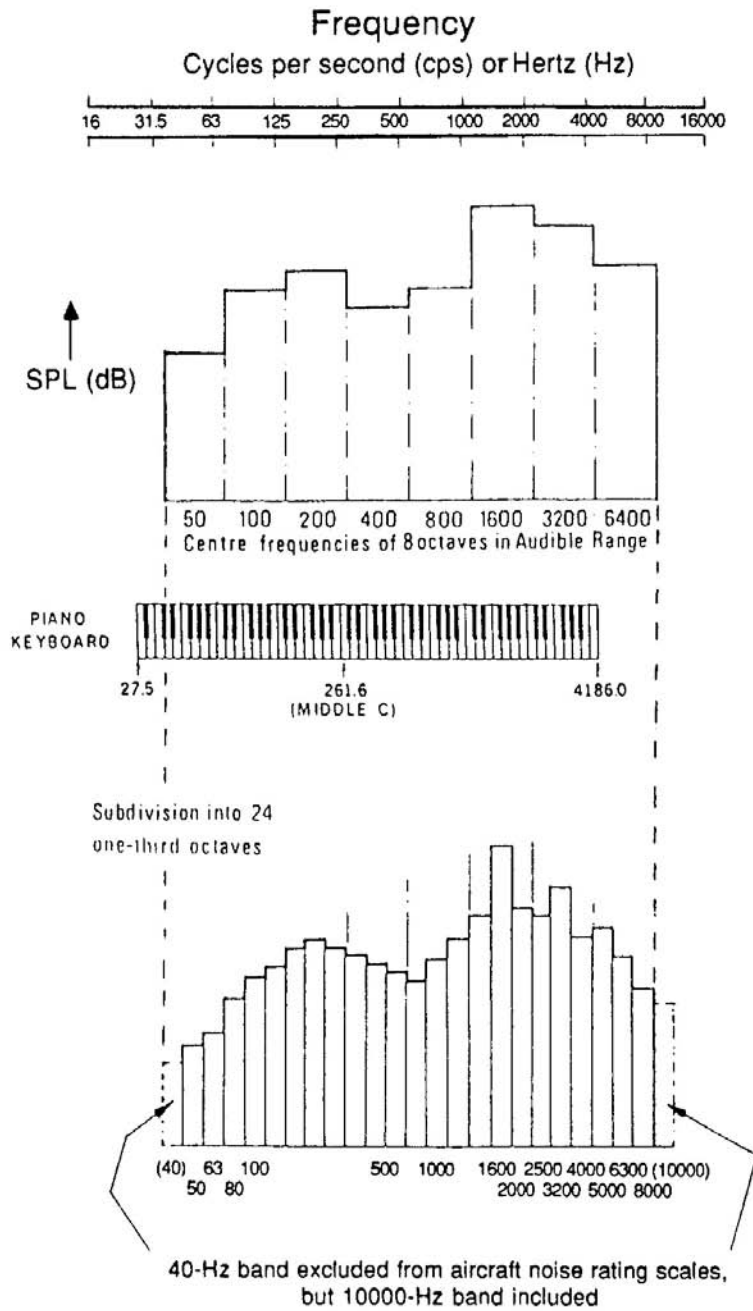


Figure 73: Suddivisione in ottave del campo di frequenze udibili.

## 5.2.6 CURVE DI EGUALE RUMOROSITÀ

- SENSIBILITÀ DELL'ORECCHIO UMANO FUNZIONE DI  $f$  E DEL LIVELLO SONORO

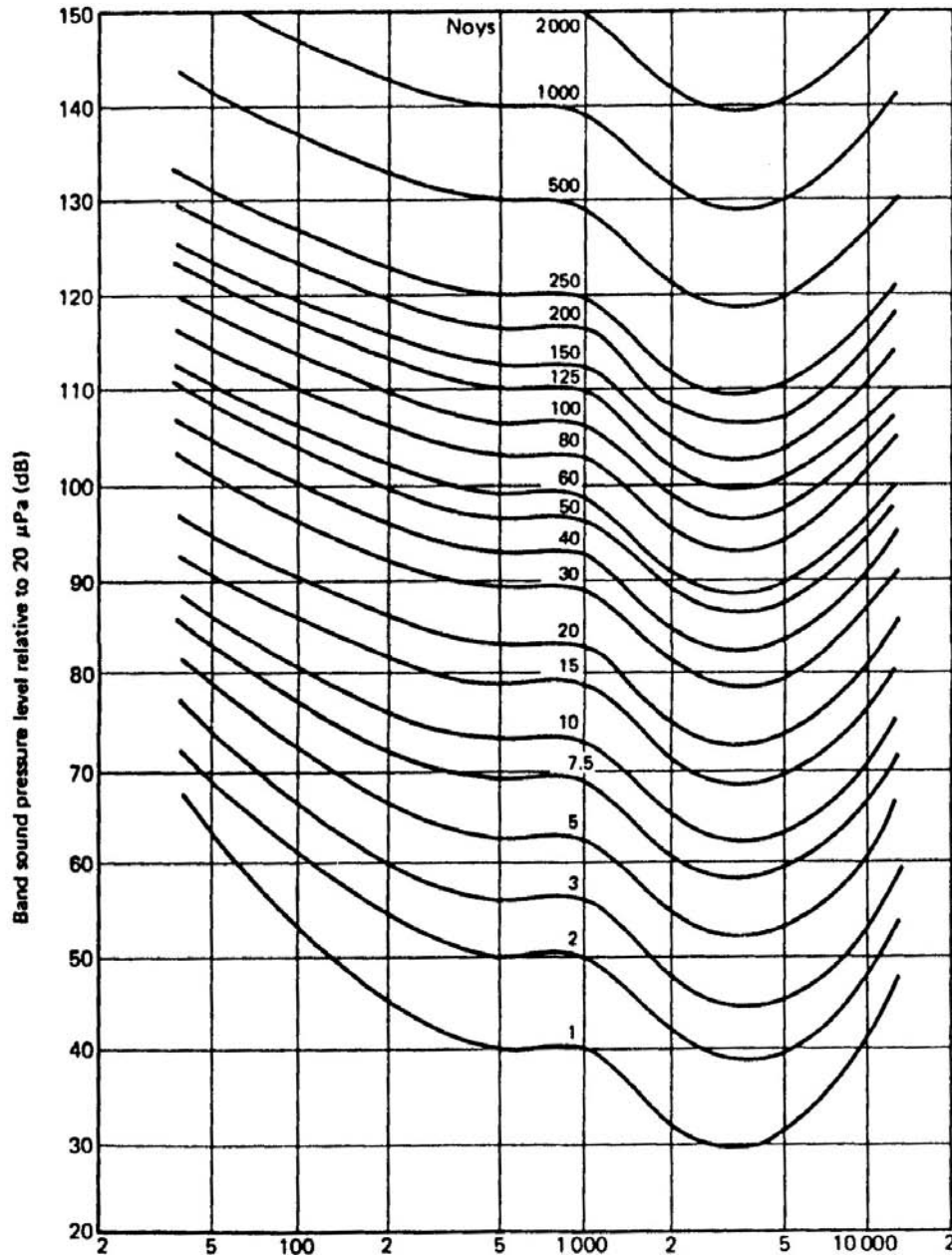


Figure 74: Curve di eguale rumorosità.

### 5.2.7 SCALA dB(A)

- I LIVELLI SONORI SONO CORRETTI PER L'EFFETTO DELLA FREQUENZA, AD UN VALORE TIPICO DEL LIVELLO SONORO
- SCALA QUINDI NON PERFETTA, MA FACILE DA MISURARE

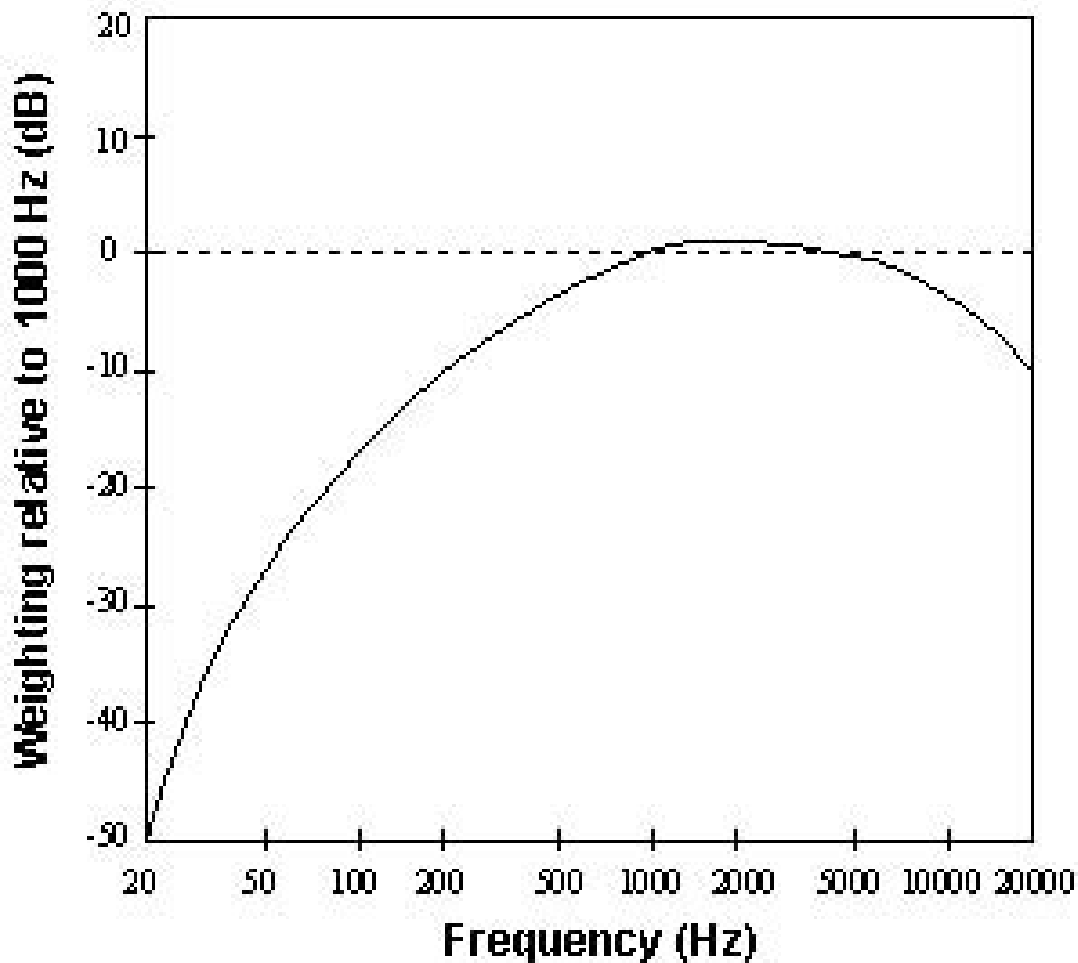


Figure 75: Curva dei fattori correttivi della scala dB(A).

## **5.2.8 SCALA EPN EFFECTIVE PERCEIVED NOISE**

- I LIVELLI SONORI SONO CORRETTI PER L'EFFETTO DELLA FREQUENZA E DEL LIVELLO SONORO
- SONO TENUTE IN CONTO ANCHE LA PROTRUSIONE OLTRE IL LIVELLO DI FONDO, LA DURATA, L'EVOLUZIONE NEL TEMPO...
- QUANTIFICA IL DISTURBO EFFETTIVO PIUTTOSTO CHE L'INTENSITÀ
- SCALA EPNdB ADOTTATA NELLA QUANTIFICAZIONE DEL RUMORE DEGLI AEREI
- VALUTAZIONE COMPLESSA: A VOLTE SCALA dB(A) USATA PER AVERE INDICAZIONI PIÙ IMMEDIATE

## 5.2.9 LIVELLI TIPICI DEL RUMORE

- SOGLIA DEL DOLORE A 140 dB

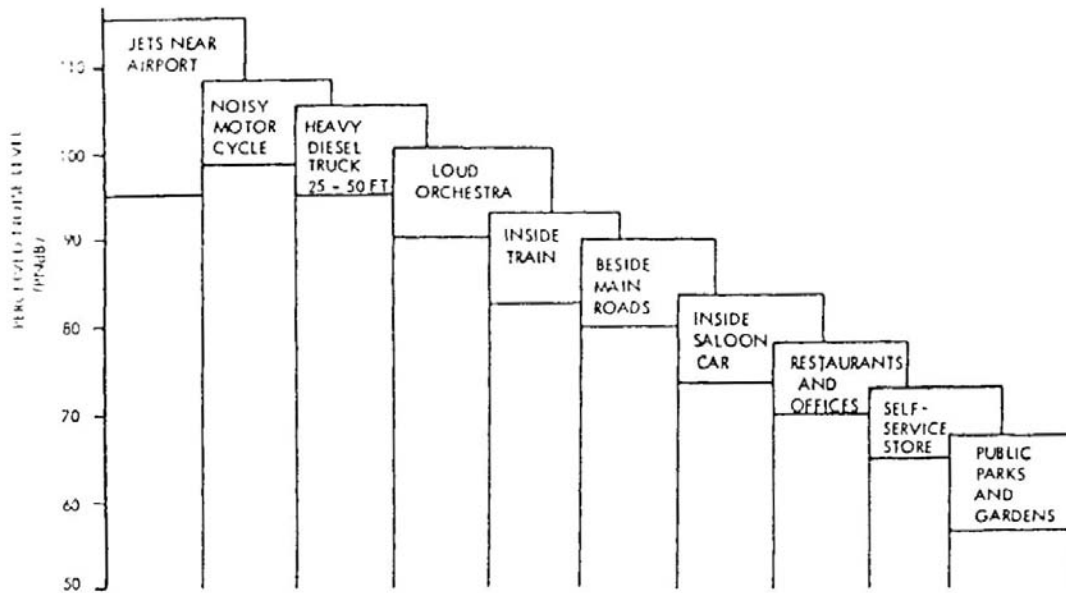


Figure 76: Livelli tipici di alcuni rumori.

### 5.3.1 ATTENUAZIONE DEL RUMORE

- ATTENUAZIONE GEOMETRICA:

- SORGENTE OMNIDIREZIONALE DI POTENZA  $W$ :

$$\begin{aligned}
 L_p = L_I &= 10 \log_{10} \left[ \frac{W / (4 \pi r^2)}{10^{-12}} \right] = \\
 &= 10 \log_{10} \left( \frac{W}{10^{-12}} \right) - 10 \log_{10} (r^2) - 10 \log_{10} (4 \pi) = \\
 &= L_W - 20 \log_{10} (r) - 11
 \end{aligned}$$

- ATTENUAZIONE ATMOSFERICA:

$$L_p = L_W - 20 \log_{10} (r) - 11 - \boxed{A_{atm}}$$

$$A_{atm} = \alpha r$$

- $\alpha$  COEFFICIENTE DI ASSORBIMENTO ACUSTICO ATMOSFERICO, [dB/m], [dB/km]
- DIPENDE FORTEMENTE DA  $f$ ,  $T$ , UMIDITÀ ATMOSFERICA

## 5.3.2 COEFFICIENTE DI ASSORBIMENTO ACUSTICO ATMOSFERICO, [dB/km]

- RUMORE AD ALTA  $f$  FORTEMENTE ATTENUATO

**Tabella 4.1** Valori del coefficiente di assorbimento acustico dell'aria  $\alpha$  in dB km<sup>-1</sup> (Norma ISO 9613-1) in funzione della frequenza per alcune combinazioni di temperatura e umidità relativa dell'aria.

$T$ [°C]	$U.R.$ [%]	Frequenze centrali delle bande di ottava [Hz]							
		63	125	250	500	1000	2000	4000	8000
10	70	0,12	0,41	1,04	1,93	3,66	9,66	32,80	117,00
15	20	0,27	0,65	1,22	2,70	8,17	28,20	88,80	202,00
15	50	0,14	0,48	1,22	2,24	4,16	10,80	36,20	129,00
15	80	0,09	0,34	1,07	2,40	4,15	8,31	23,70	82,80
20	70	0,09	0,34	1,13	2,80	4,98	9,02	22,90	76,60
30	70	0,07	0,26	0,96	3,14	7,41	12,70	23,10	59,30

## 5.4.1 INTERVENTI CONTRO IL RUMORE

- ANGOLI DI SALITA E DISCESA ELEVATI RIDUCONO L'ESTENSIONE DELL'AREA A TERRA SOGGETTA A RUMORE
- IN CASO DI AVARIA AD UN MOTORE IN FASE DI DECOLLO, L'AEREO (SE NON PUÒ ARRESTARSI IN PISTA) DEVE POTER DECOLLARE UGUALMENTE:
  - AEREI BIMOTORI HANNO UNA RISERVA DI SPINTA DEL 100% → SALITA MOLTO RIPIDA
  - AEREI TRIMOTORI HANNO UNA RISERVA DI SPINTA DEL 50% → SALITA RIPIDA
  - AEREI QUADRIMOTORI HANNO UNA RISERVA DI SPINTA DEL 33% → SALITA MENO RIPIDA

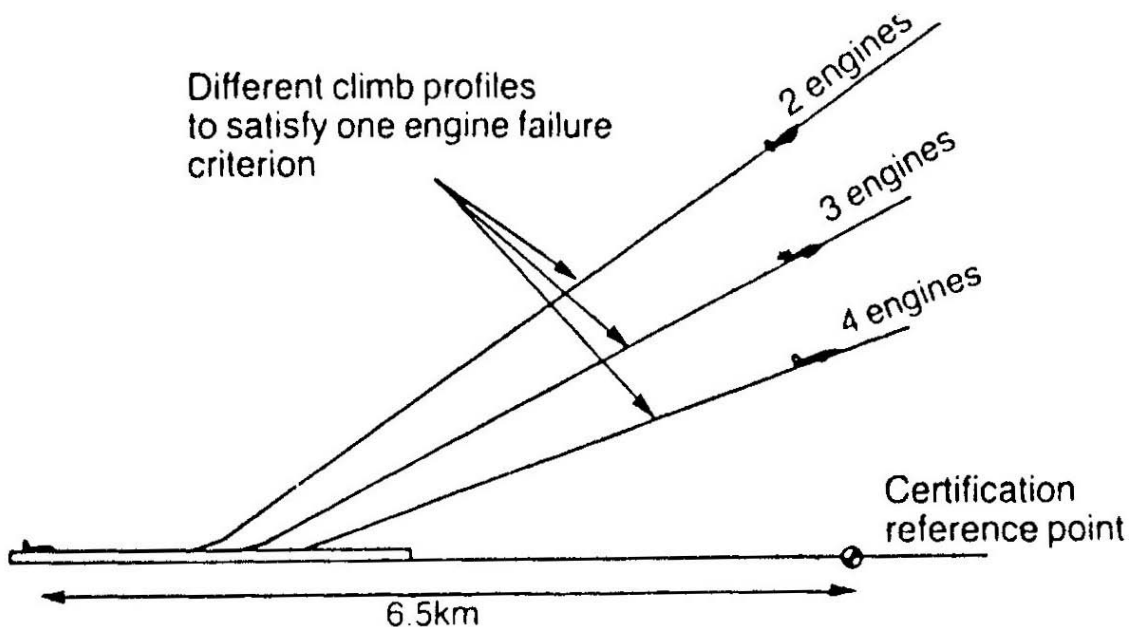


Figure 77: Traiettorie di salita di aerei bi-, tri-, quadrimotori.

## 5.4.2 RIDUZIONE DELLA SPINTA IN FASE DI SALITA

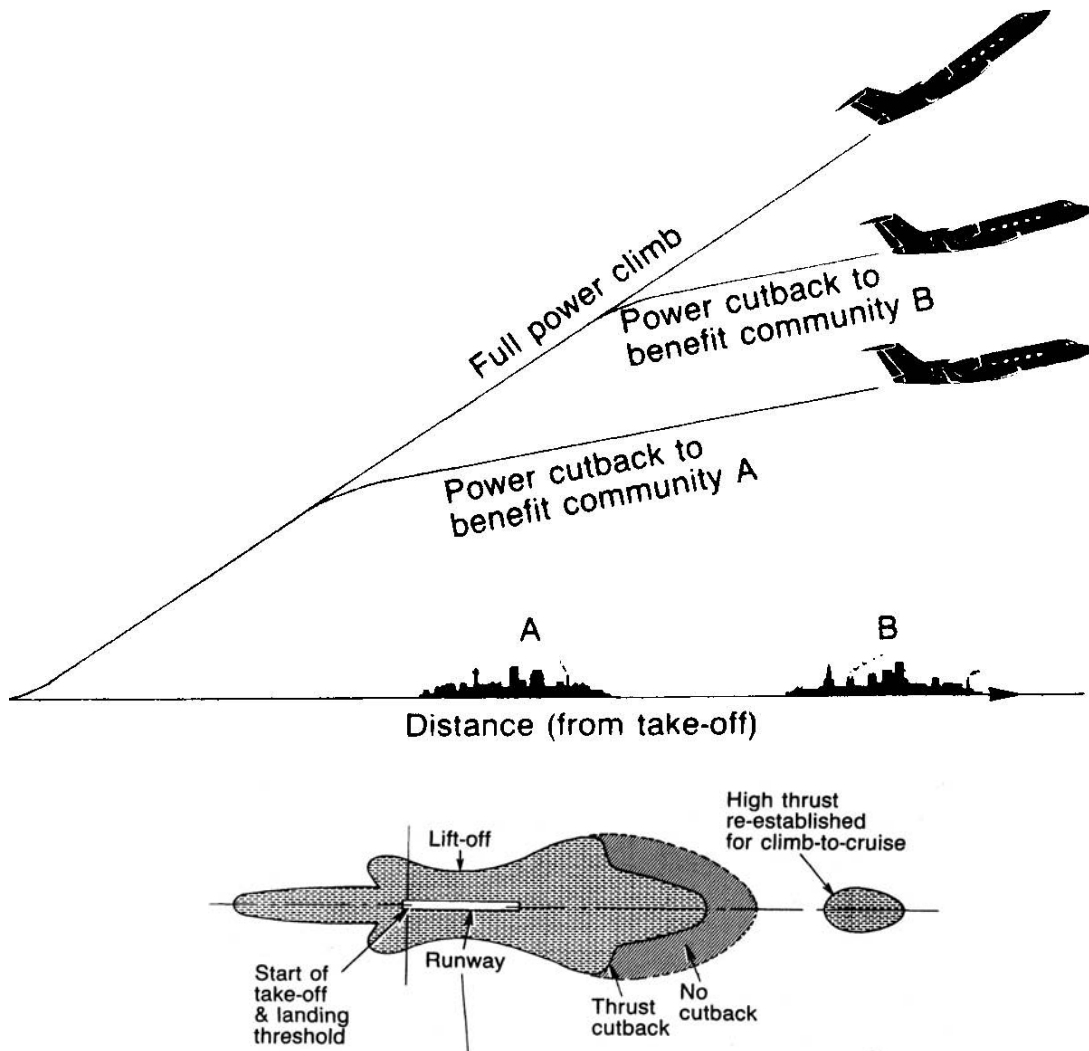


Figure 78: Benefici conseguenti alla riduzione della spinta, e riduzione dell'area a terra interessata dal rumore (sotto).

- RUMORE EMESSO DA VECCHI AEREI PUÒ ESSERE LIMITATO IMPONENDOGLI DI DECOLLARE A CARICO RIDOTTO (SUCCESSIVO RIFORNIMENTO IN AEROPORTO MENO 'SENSIBILE')

### 5.4.3 AUMENTO DELL'ANGOLO DI DISCESA

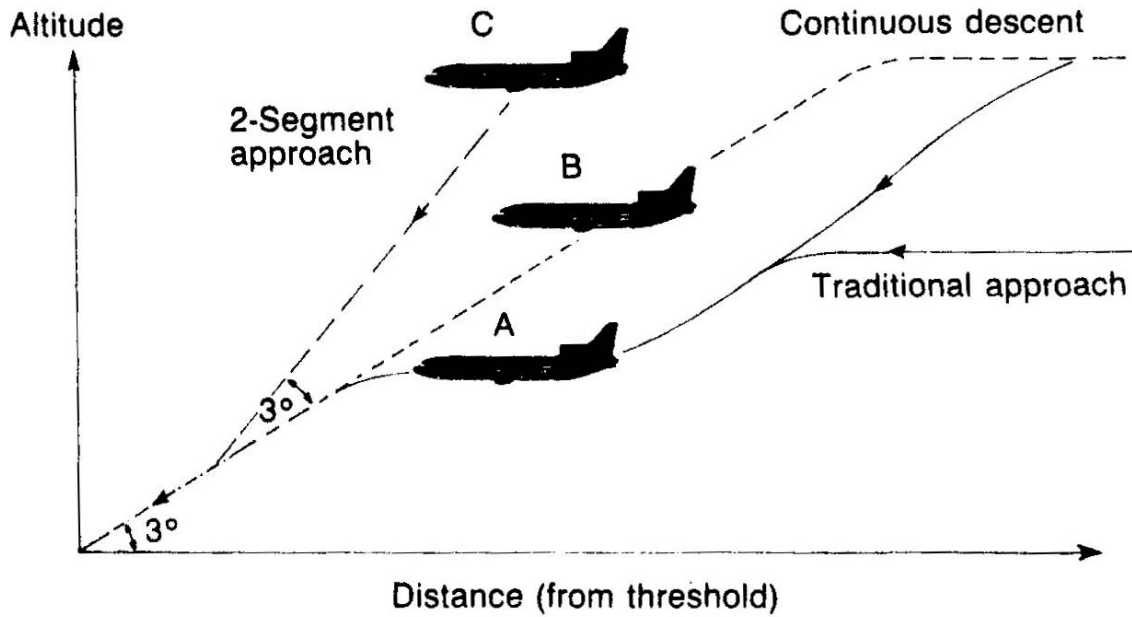


Figure 79: Traiettorie con diverse strategie di discesa.

## 5.4.4 ROTTA DI AVVICINAMENTO

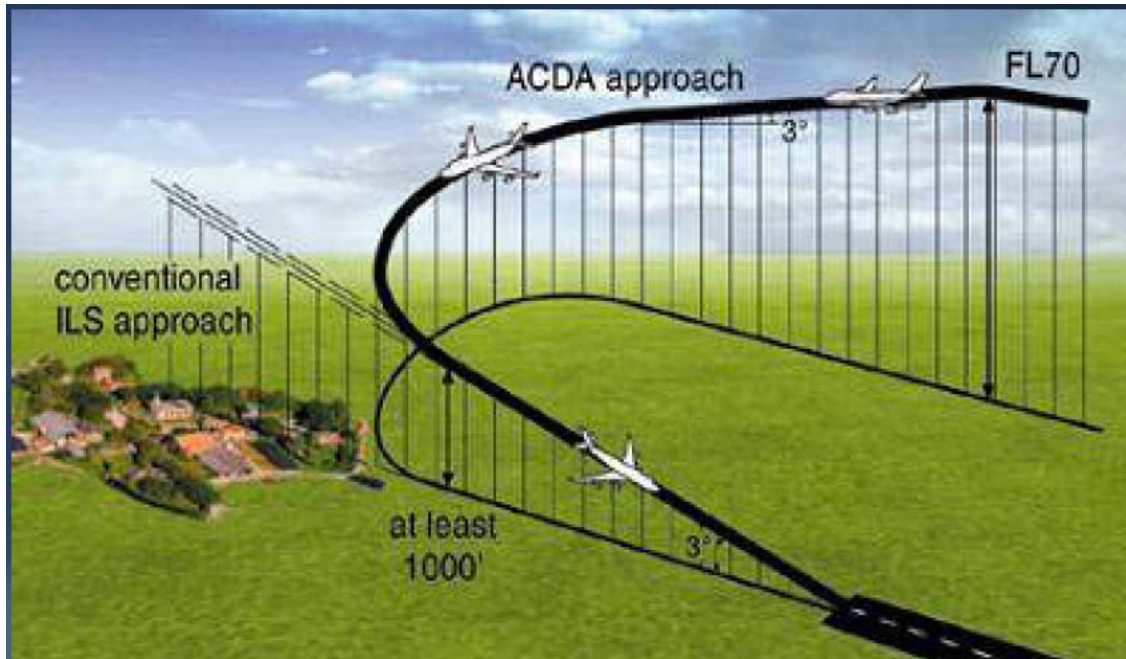


Figure 80: Rotte di avvicinamento con e senza sorvolo di centri abitati.

## 5.4.5 UBICAZIONE DELL'AEROPORTO

- AEROPORTI LONTANI DALLE CITTÀ RIDUCONO L'IMPATTO DEL RUMORE
- TUTTAVIA, TEMPI E COSTI DI TRASPORTO PIÙ ELEVATI
- CRESCITA DEL NUCLEO ABITATO ACCANTO ALL'AEROPORTO



Figure 81: Atterraggio all'aeroporto di Hong Kong.

## 5.5 FONTI DI RUMORE

- RUMORE DAL MOTORE E DAL VELIVOLO
- DECOLLO: MOTORE DOMINANTE
- ATTERRAGGIO: VELIVOLO ~ MOTORE

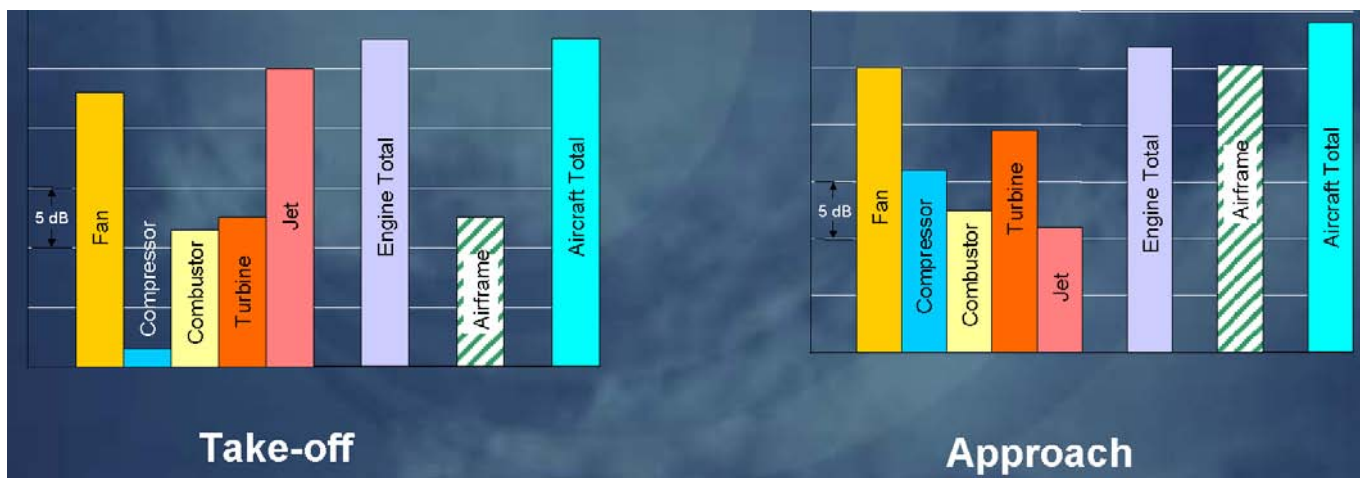


Figure 82: Fonti di rumore al decollo ed all'atterraggio.

## 5.6 RUMORE DAL MOTORE

- NOTEVOLE RIDUZIONE GRAZIE A TURBOFAN (SPECIE AD ALTO BPR)
- RIDUZIONE DEL RUMORE DAL GETTO, MA AUMENTA QUELLO DALLE TURBOMACCHINE
- ANCHE LA DIRETTIVITÀ DEL RUMORE RISULTA ALTERATA

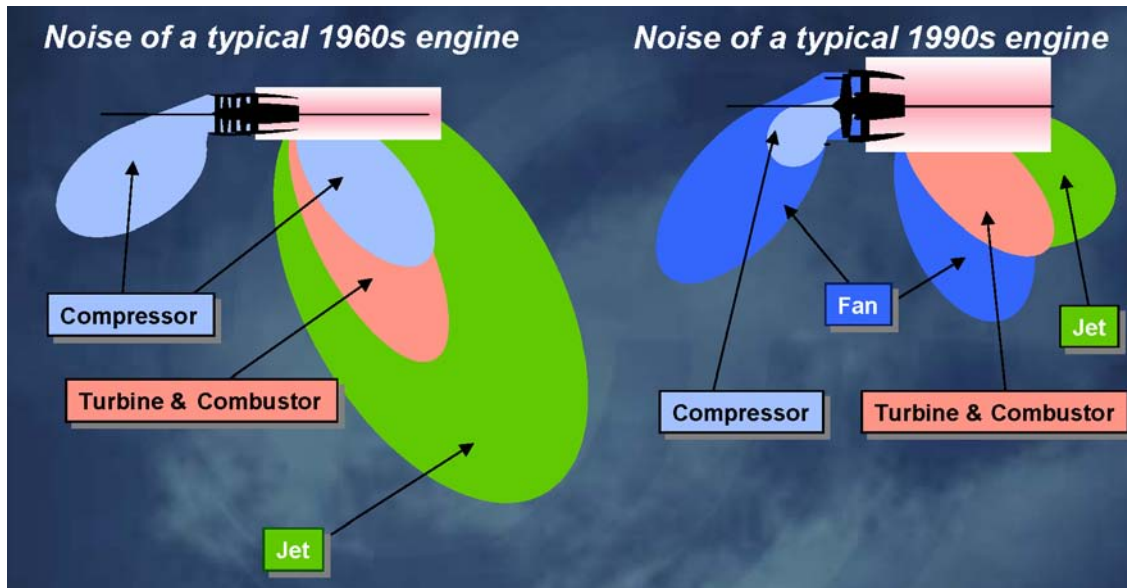


Figure 83: Fonti di rumore di tipici motori degli anni '60 (a sinistra) e '90 (a destra).

## 5.7.1 RUMORE DAL FAN E DAL COMPRESSORE (1)

- RUMORE A 'TONI DISCRETI' ED A 'LARGA BANDA'
- LARGA BANDA:
  - GENERATO DA INTERAZIONE DELLE PALE CON FLUSSO TURBOLENTO
  - TURBOLENZA GENERATA NELLO STRATO LIMITE, IN CORRISPONDENZA A DISCONTINUITÀ, E DA OGNI STADIO DELLA PALETTATURA
  - ES. MOTO DELL'ESTREMITÀ DELLE PALE DEL FAN NELLO STRATO LIMITE TURBOLENTO
  - POTENZA ACUSTICA  $\propto (\text{VELOCITÀ DEL FLUSSO})^5$

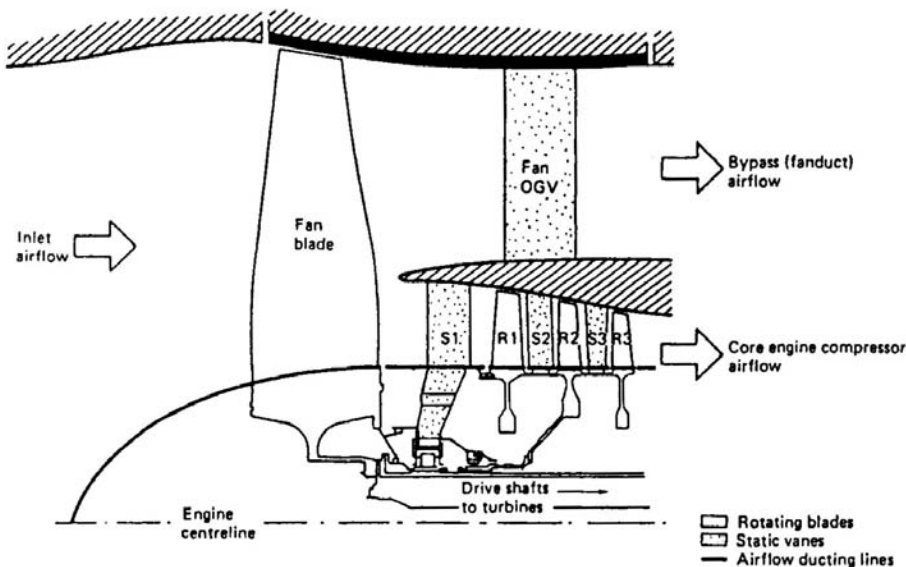


Figure 84: Tipica configurazione di fan e compressore.

## 5.7.2 RUMORE DAL FAN E DAL COMPRESSORE (2)

- TONI DISCRETI:

- GENERATI DAL PASSAGGIO DELLE PALE DI ROTORE E STATORE
- $B$  NUMERO PALE ROTORE,  $V$  NUMERO PALE STATORE

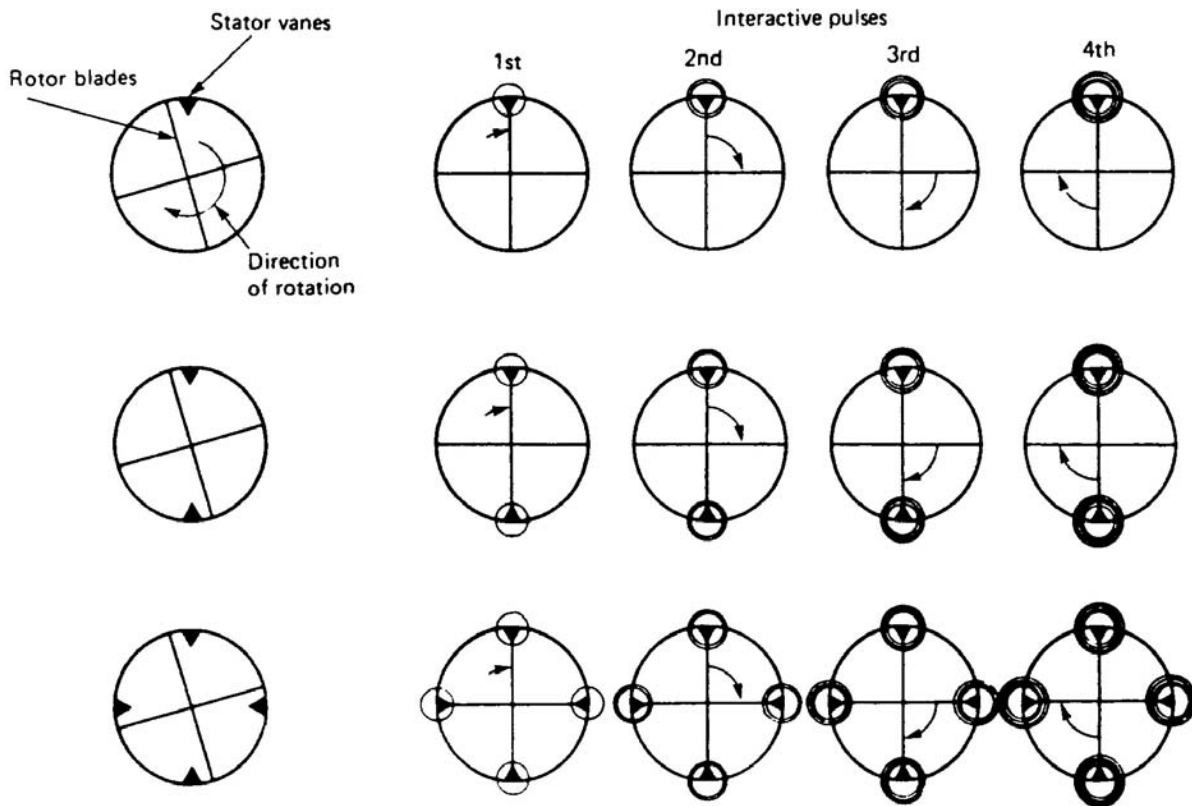


Figure 85: Generazione di toni discreti per  $B$  multiplo esatto di  $V$ .

### 5.7.3 RUMORE DAL FAN E DAL COMPRESSORE (3)

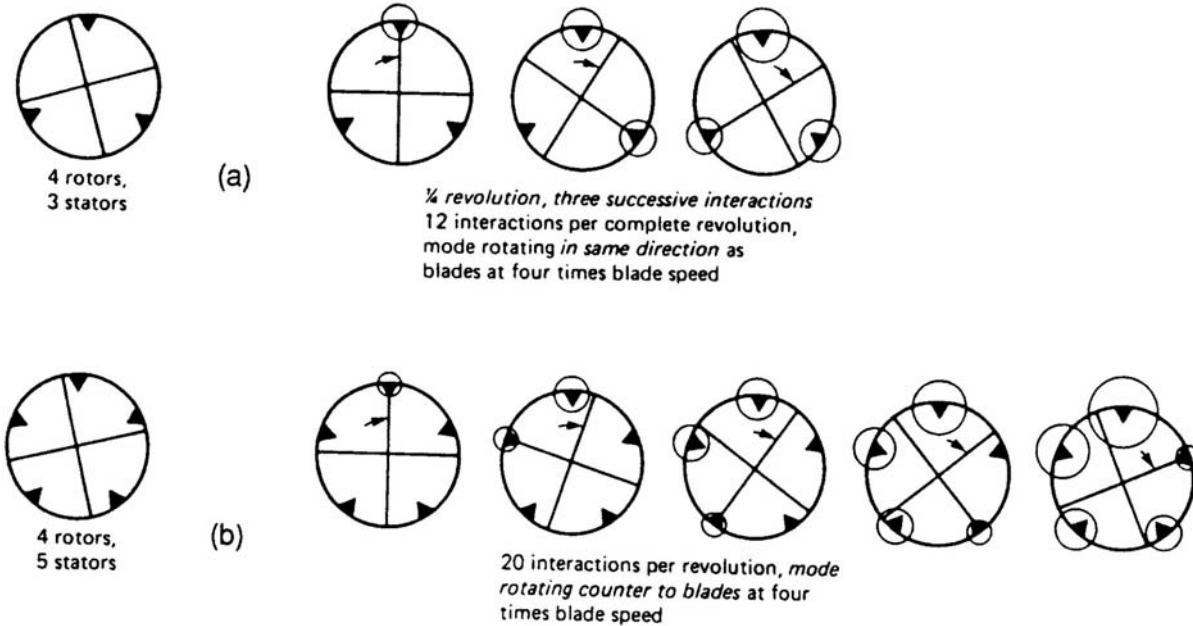


Figure 86: Generazione di toni discreti per  $B$  multiplo inesatto di  $V$ : (sopra) caso  $B > V$ , (sotto) caso  $B < V$ .

- FAN MODERNO PUÒ OPERARE CON ESTREMITÀ DELLE PALE SUPERSONICHE → RUMORE DA URTI
- PALE NOMINALMENTE UGUALI, IN REALTÀ MAI ESATTAMENTE → SPETTRO DEL RUMORE SI ALLARGA

## 5.7.4 RUMORE DAL FAN E DAL COMPRESSORE (4)

- SORGE UNA DIRETTIVITÀ PER EFFETTO DELLA GEOMETRIA DELLA PRESA D'ARIA

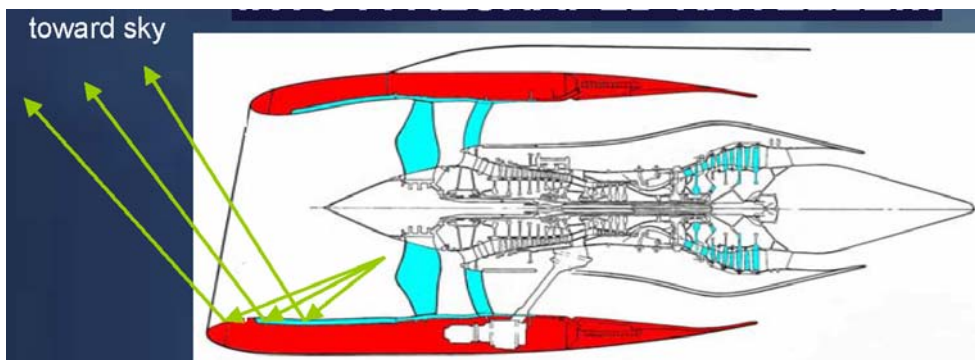
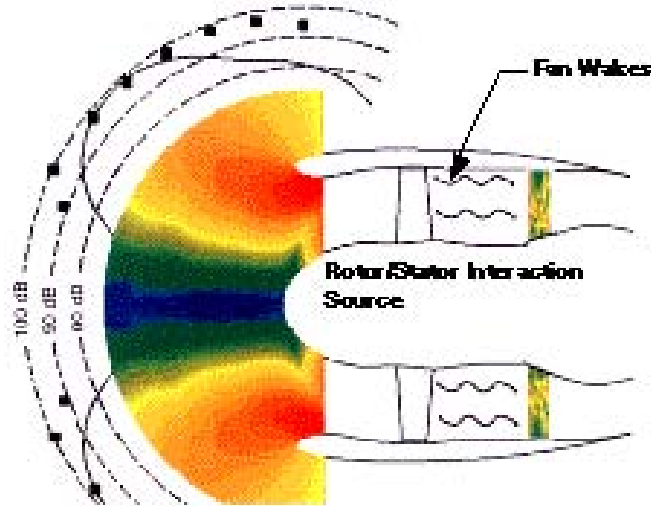


Figure 87: Effetto della presa d'aria sulla direttività del rumore emesso da fan e compressore.

- STRUMENTI PER CONTROLLARE IL RUMORE:
  1. SPAZIATURA ROTORE/STATORE (MA AUMENTA IL PESO)
  2. NUMERO  $B$  E  $V$ ; SE  $V > 1$ ,  $1(1 + M)nB$  I MODI DI ORDINE  $n$  SONO SOPPRESSI (NUMERO MOLTO ELEVATO)
  3. SCHERMATURA DA PALE A MONTE
  4. PRESA D'ARIA AERODINAMICAMENTE 'PULITA' (NO *SLATS*, NO *BOTTOMING*)

## 5.7.5 CONTROLLO DEL RUMORE DEL FAN

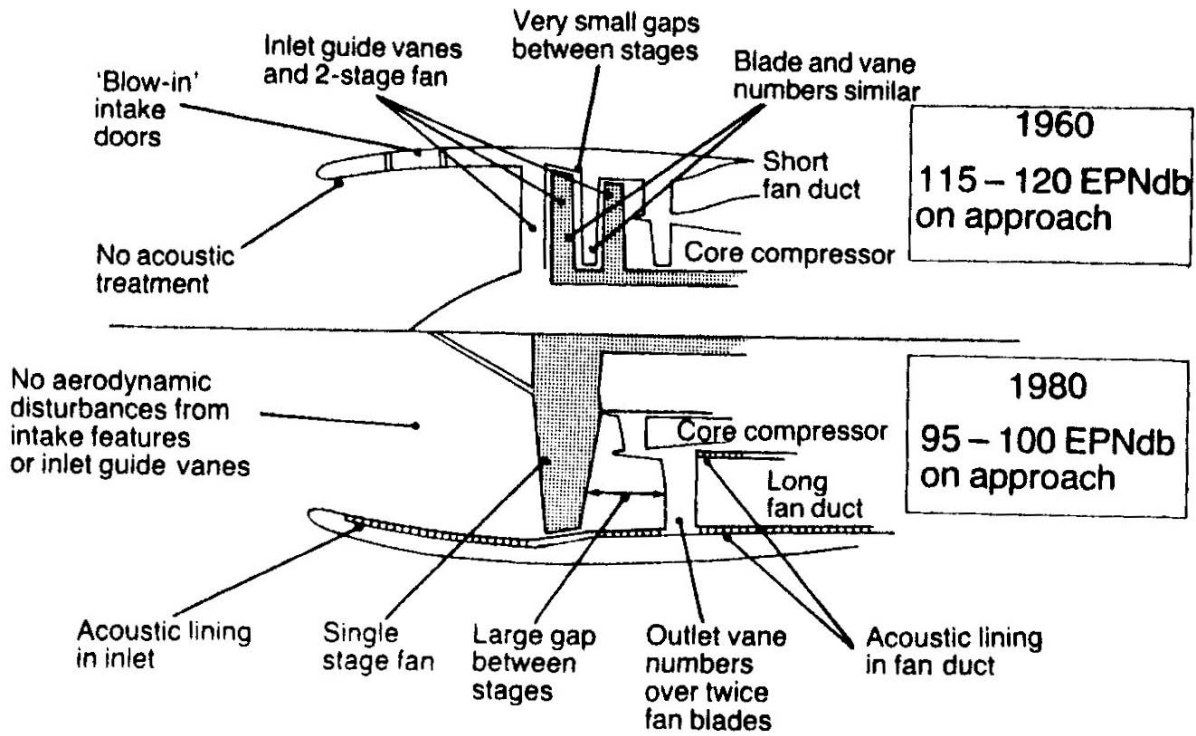


Figure 88: Evoluzione del controllo del rumore del fan.

## 5.8.1 RUMORE DALLA TURBINA

- PIASTRA AD UGELLI DELLA TURBINA SONICA → RUMORE SI PROPAGA SOLO VERSO VALLE
- GENERATO DA INTERAZIONE DELLE PALE CON FLUSSO TURBOLENTO
- IL RUMORE VIENE RIFRATTO NEL *MIXING LAYER* TRA FLUSSI CALDO/FREDDO/ATMOSFERA
- A PARITÀ DI VELOCITÀ,  $M$  PIÙ BASSO ( $T$  PIÙ ALTA) →  $V > 1,1(1 + M)nB$  PIÙ FACILE DA RISPETTARE
- SI PUÒ ANCORA AGIRE SU SPAZIATURA STATORE/ROTORE

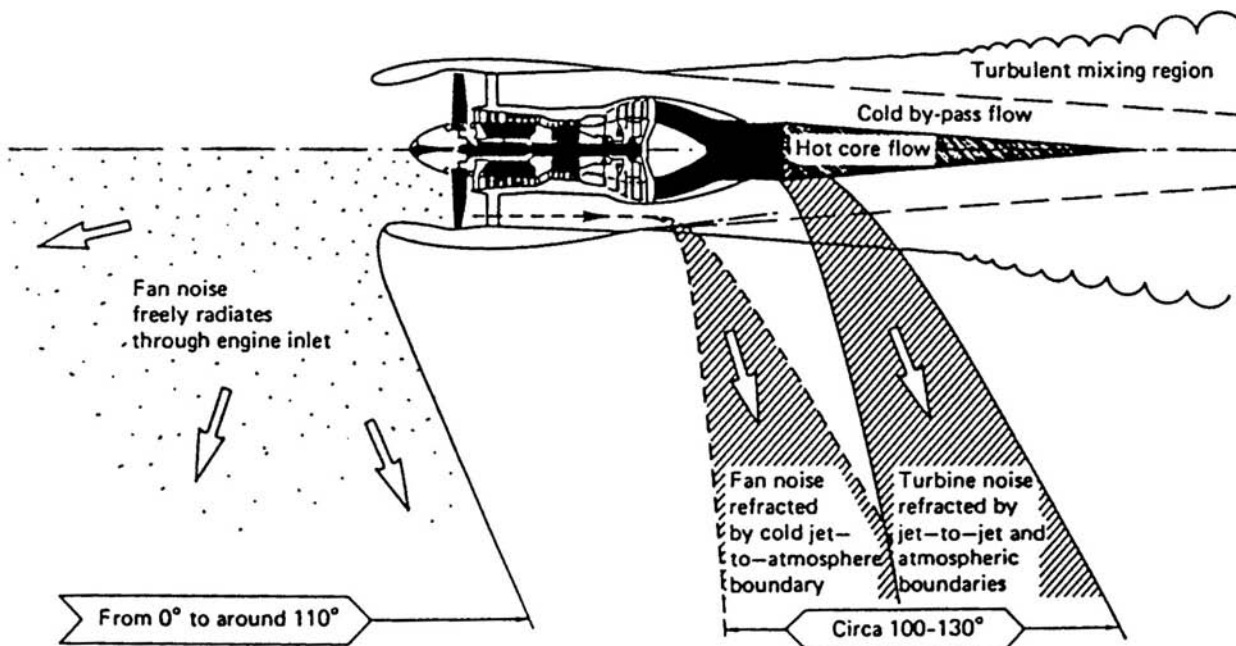


Figure 89: Rifrazione del rumore che esce dagli ugelli.

## 5.8.2 RIFRAZIONE DEL RUMORE

- VELOCITÀ DEL SUONO  $a = \sqrt{\gamma RT} \propto \sqrt{T}$
- LEGGE DI SNELL:

$$\frac{\sin \theta_2}{a_2} = \frac{\sin \theta_1}{a_1}$$

$$\sin \theta_2 = \sin \theta_1 \frac{a_2}{a_1} = \sin \theta_1 \sqrt{\frac{T_2}{T_1}}$$

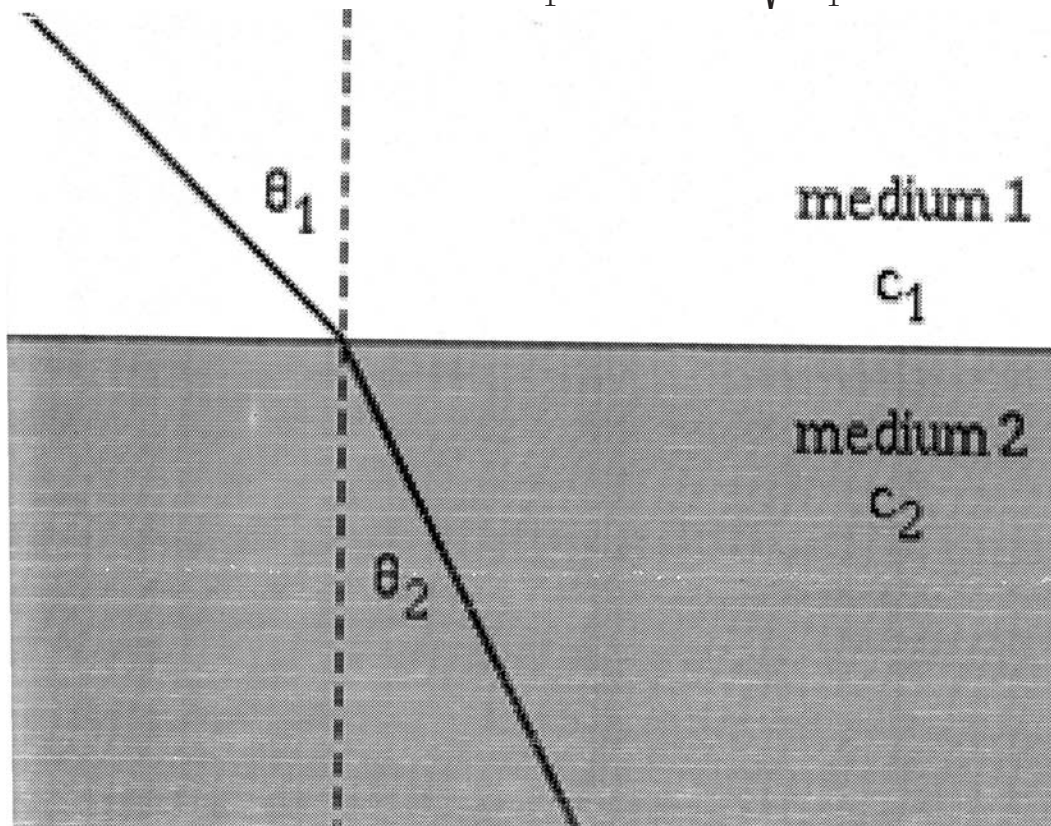


Figure 90: Passaggio di un'onda tra due mezzi a diverse velocità di propagazione del suono.

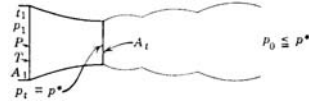
## 5.9.1 RUMORE DAL GETTO

- DOVUTO A MISCELAMENTO (TRA FLUSSI A DIVERSA VELOCITÀ), URTI (SE SOTTOESPANSO)

Figure 91: Urti all'uscita di un ugello sottoespanso.



- MISCELAMENTO:



- INTENSITÀ RUMORE TEORICAMENTE  $\propto u_e^8$
- DISCREPANZE A BASSA E AD ALTA VELOCITÀ  $\propto u_e^3$

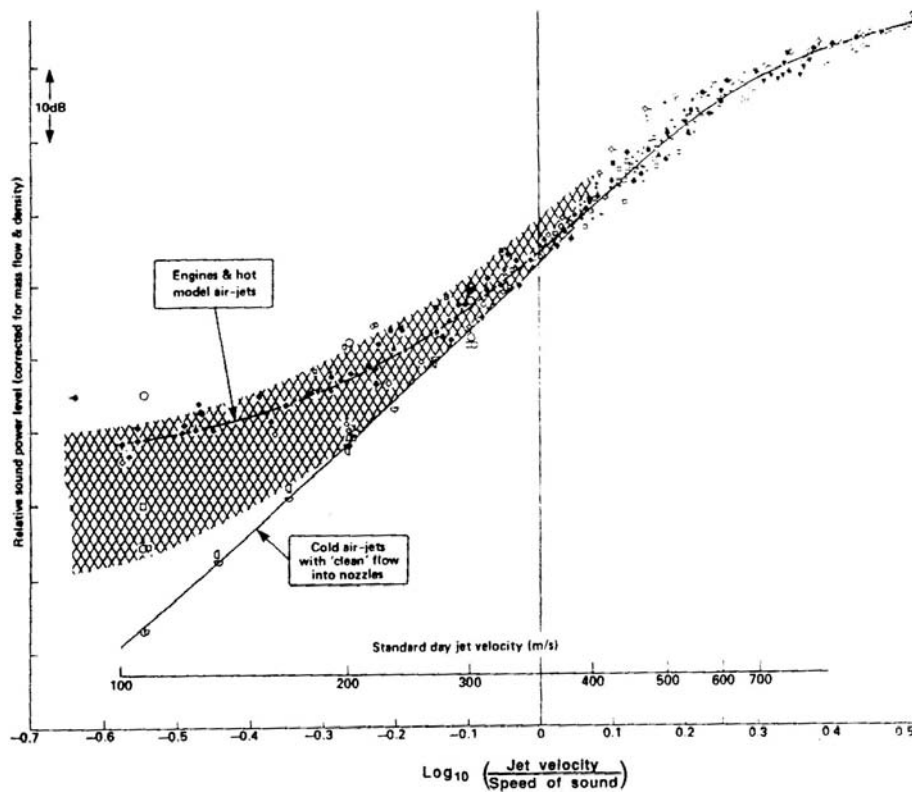


Figure 92: Livello dell'intensità del rumore di miscelamento in funzione della velocità del getto.

## 5.9.2 RUMORE DAL GETTO NEI TURBOFAN

- NEI TURBOFAN A FLUSSI SEPARATI, GETTO PRIMARIO HA :
  - VELOCITÀ  $\sim 1,5$  VOLTE QUELLA DEL GETTO SECONDARIO
  - TEMPERATURA  $\sim 2 - 3$  VOLTE GETTO SECONDARIO
  - DUE *MIXING LAYERS* (GETTO PRIMARIO/SECONDARIO, GETTO/ATMOSFERA)
- TURBOFAN A FLUSSI ASSOCIATI MOLTO PIÙ 'QUIETO'
- TURBOFAN AD ALTO BPR EMETTONO SU FREQUENZE PIÙ BASSE (MAGGIORI DIMENSIONI), POSSONO DARE VIBRAZIONI DI STRUTTURE E VETRI
- UGELLI *CHEVRON*

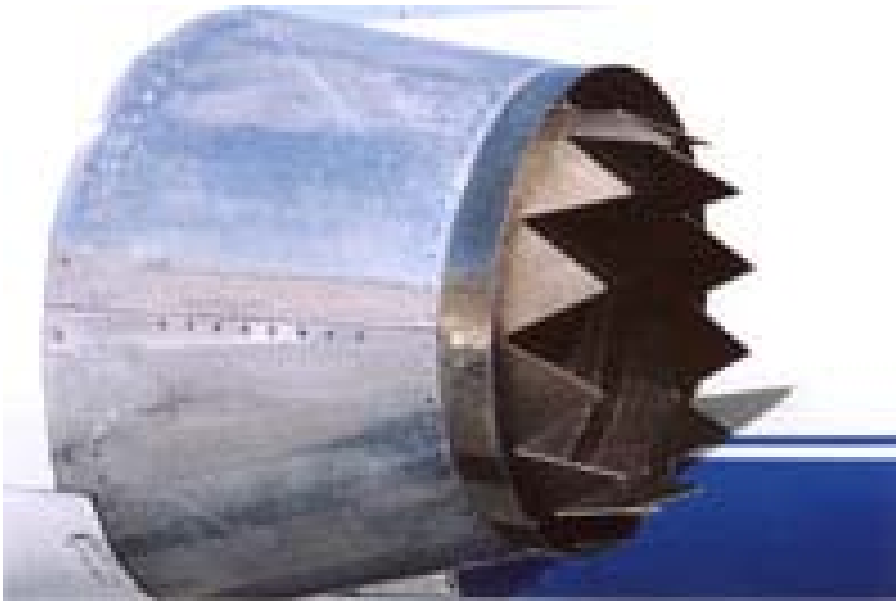


Figure 93: Ugello *chevron*.

### 5.9.3 SOPPRESSIONE DEL RUMORE NEI PRIMI TURBOGETTI

- SUDDIVISIONE DEL GETTO IN GETTI PIÙ PICCOLI
- LE MINORI DIMENSIONI SPOSTANO LO SPETTRO SONORO SU  $f$  PIÙ ELEVATE → MAGGIORE ATTENUAZIONE ATMOSFERICA
- PERDITE PER MAGGIORE RESISTENZA AERODINAMICA INTERNA ED ESTERNA
- AUMENTO DI PESO
- RUMORE DEL GETTO ASSOLUTAMENTE DOMINANTE NEI PRIMI TJ

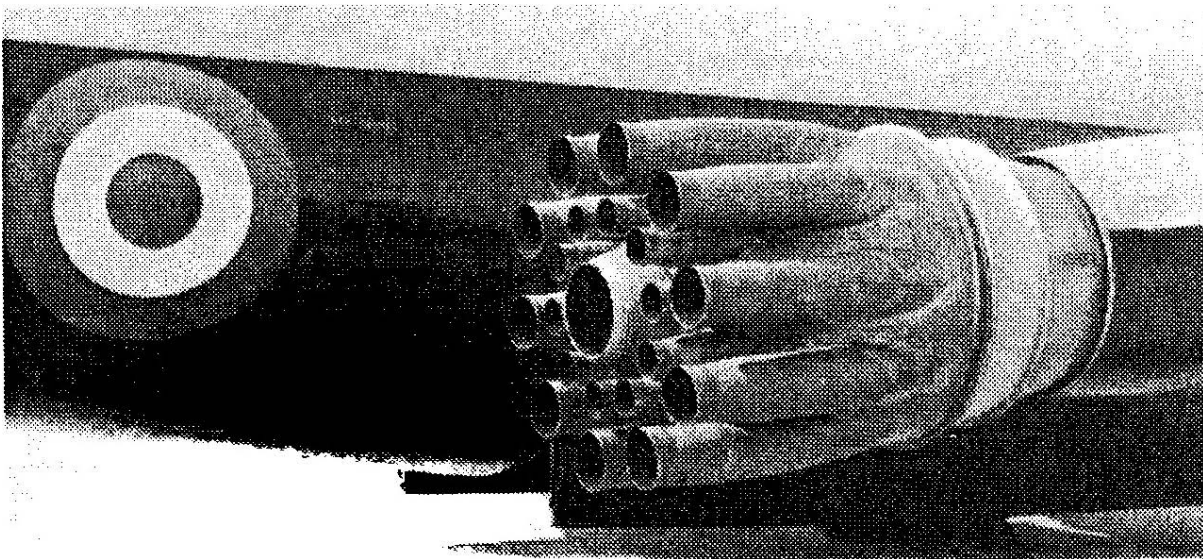


Figure 94: Ugello a 21 tubi per i motori del Boeing 707.

## **5.10 RUMORE DALLA CAMERA DI COMBUSTIONE**

- LA TURBOLENZA IN CAMERA GENERA RUMORE A LARGA BANDA
- GENERALMENTE NON COSÌ IMPORTANTE DA RICHIEDERE MODIFICHE AL PROGETTO DELLA CAMERA

## 5.11 RUMORE DA INVERSIONE DELLA SPINTA

- UTILIZZATA ALL'ATTERRAGGIO
- QUASI ALTRETTANTO RUMORE CHE AL DECOLLO (MA PER DURATA PIÙ BREVE)
- IN ALCUNI SI INVERTE SOLO IL GETTO FREDDO (SPECIE SE ALTO BPR; RUMORE MINORE PERCHÉ  $p$  PIÙ BASSA)
- IN ALCUNI AEROPORTI USO CONSENTITO SOLO IN EMERGENZA, O PISTA SDRUCCIOLEVOLE

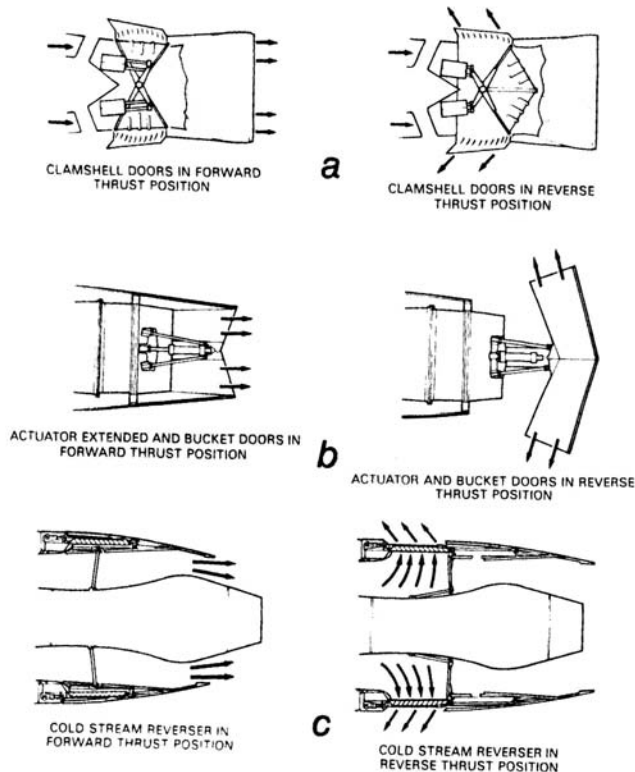


Figure 95: Meccanismi per invertire la spinta.

## 5.12.1 LINERS ACUSTICI

- MECCANISMI DI ASSORBIMENTO ACUSTICO:
  - SMORZAMENTO ('RESISTIVO')
  - CANCELLAZIONE DA ONDA RIFLESSA ('REATTIVO')
- DIPENDE DA  $d \leftrightarrow f$
- POSSIBILITÀ CHE ACQUA/COMBUSTIBILE/OLIO RESTINO INTRAPPOLATI NELLA STRUTTURA A NIDO D'APE
- ATTENUAZIONE  $\sim 5$  dB NELLA PRESA D'ARIA,  $> 10$  dB NEI CONDOTTI DI SCARICO
- DEVONO OPERARE PER  $-50\text{ C} < T < 500\text{ C}$ , ESSERE LEGGERI
- POSSONO CONTRIBUIRE ALLA RIGIDEZZA DELLA GONDOLA

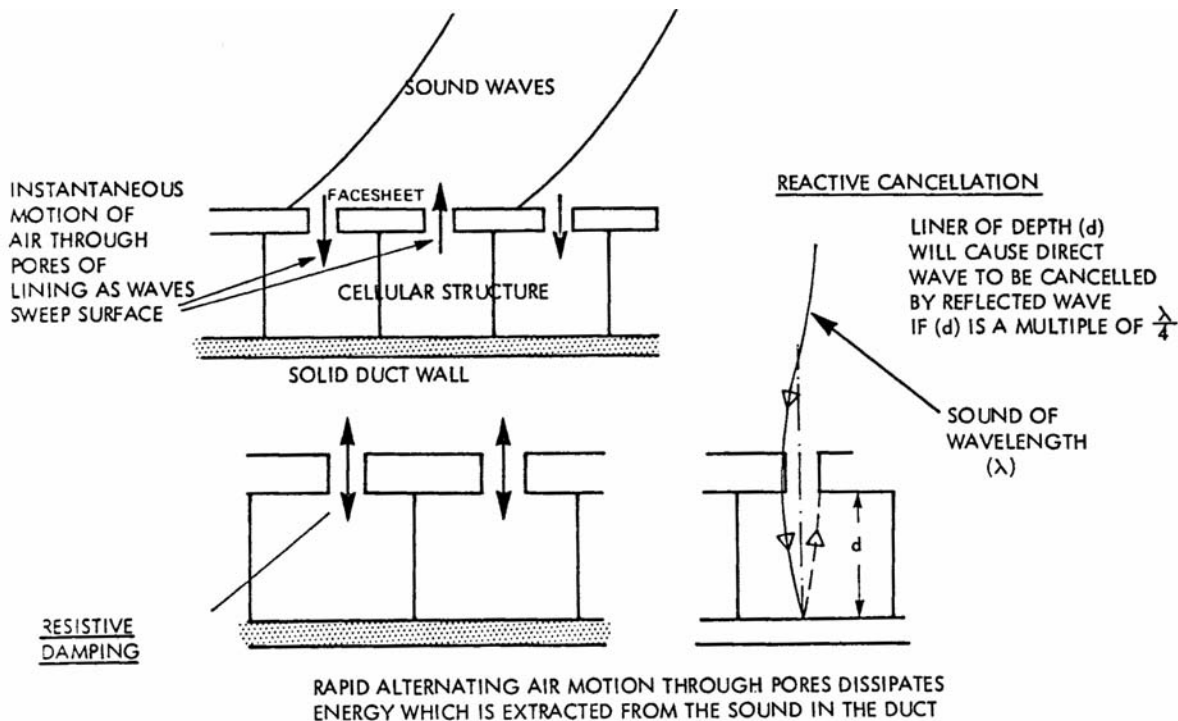


Figure 96: Meccanismi di assorbimento del rumore da parte di un *liner* acustico.

## 5.12.2 UTILIZZO DEI LINERS ACUSTICI

- CONDOTTI POSSIBILMENTE A  $L/D$  ALTO

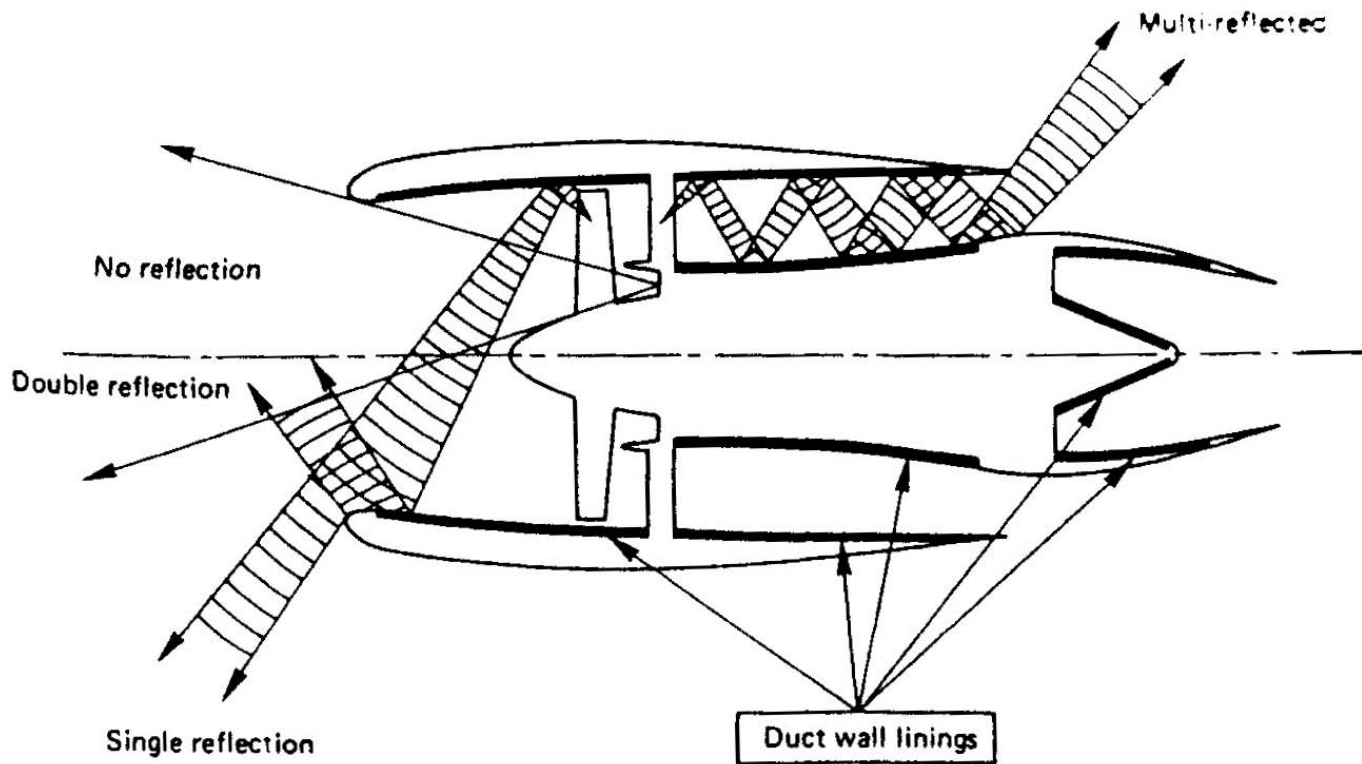


Figure 97: Opportunità di riduzione del rumore da parte di *liners* acustici.

### 5.12.3 TIPOLOGIE DEI LINERS ACUSTICI

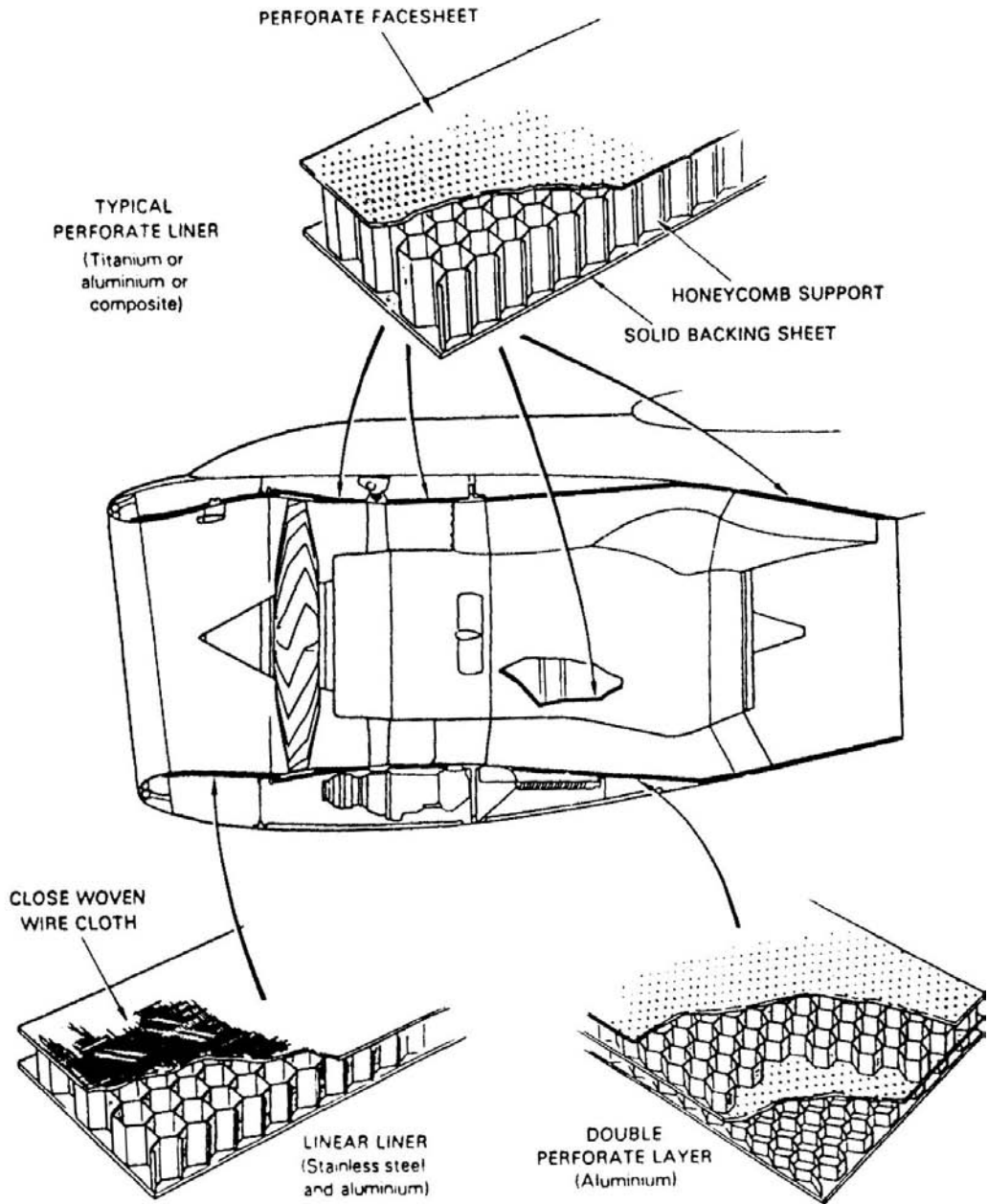


Figure 98: Tipi di *liners* acustici.

## **5.13 RUMORE DAL VELIVOLO**

- STRATO LIMITE TURBOLENTO
- IPERSOSTENTATORI
- CARRELLI
- VORTICI DAI BORDI DI USCITA DI ALA, IMPENNAGGI, FUSOLIERA
- TECNOLOGIE DI LAMINARIZZAZIONE DELLO STRATO LIMITE (RIDUCONO ANCHE LA RESISTENZA)
- CARRELLI CARENATI (PESO)

## 5.14 RUMORE IN CABINA

- STRATO LIMITE TURBOLENTO:
  - INTENSITÀ  $\propto V_0^{5-6}$ ,  $\propto p_a^2$
  - MASSIMO AL DECOLLO, MINORE IN CROCIERA
- RUMORE DA IMPIANTO DI CONDIZIONAMENTO/PRESSURIZZAZIONE
- RUMORE DAL MOTORE
- RUMORE CRESCE DA PRUA A POPPA (STRATO LIMITE):  
1<sup>a</sup> CLASSE A PRUA
- INSONORIZZAZIONE
- RUMORE DAL MOTORE PARZIALMENTE SCHERMATO DALL'ALA  
(CHE PERÒ AUMENTA QUELLO EMESSE VERSO TERRA)

## 5.15 CONTROLLO DEL RUMORE DEL TURBOFAN

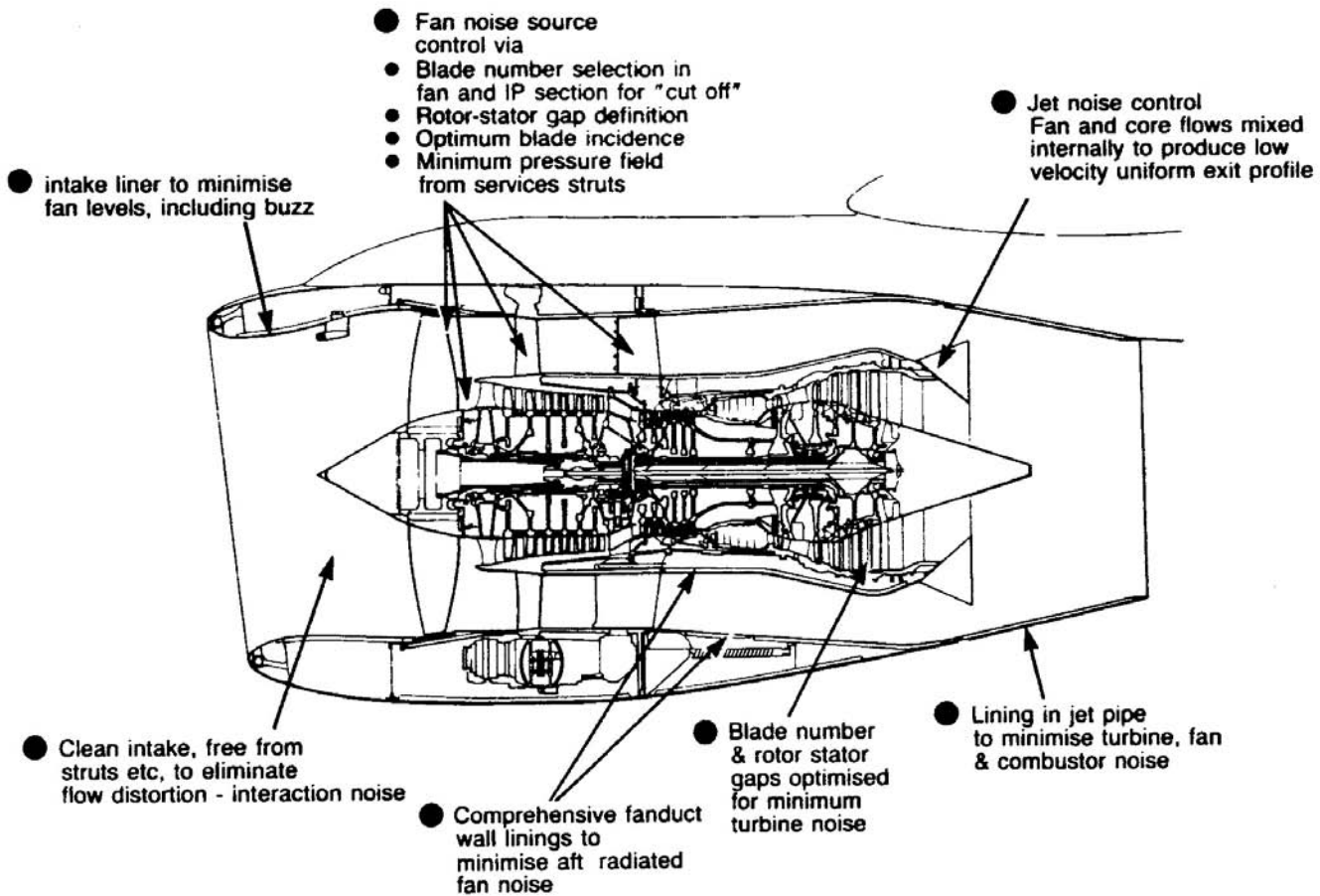


Figure 99: Dispositivi per il controllo del rumore del turbofan.

### 5.16.1 RUMORE DELLE ELICHE

- PREVALENTEMENTE A TONI DISCRETI (GENERATI DAL PASSAGGIO DELLE PALE)
- COMPONENTE A LARGA BANDA DA TURBOLENZA
- DIVENTA INTENSO QUANDO  $M_{tip}$  SI AVVICINA AD 1 → CROCIERA

$$M_{tip} = \left[ M_0^2 + \left( \frac{\omega D_{elica}}{2 a_0} \right)^2 \right]^{1/2}$$

- RUMORE IN CABINA ELEVATO IN CROCIERA → PREFERENZA PER TJ/TF PER TRATTE LUNGHE
- PER RIDURRE IL RUMORE:
  - RIDURRE  $M_{tip}$
  - AUMENTARE NUMERO DELLE PALE  $N$  ( $f$  PIÙ ALTE, MINORE DISTURBO, MAGGIORE ASSORBIMENTO ATMOSFERICO)
  - PER ELICHE CONTROROTANTI:
    - \* AUMENTARE LA SPAZIATURA TRA LE DUE ELICHE
    - \* USARE UN NUMERO DI PALE DIVERSO

## 5.16.2 RUMORE DEL PROPFAN

- ALTO  $M_0 \rightarrow$  RUMOROSO
- CONFIGURAZIONE CON MOTORI IN CODA, ELICHE SPINGENTI, PREFERIBILE

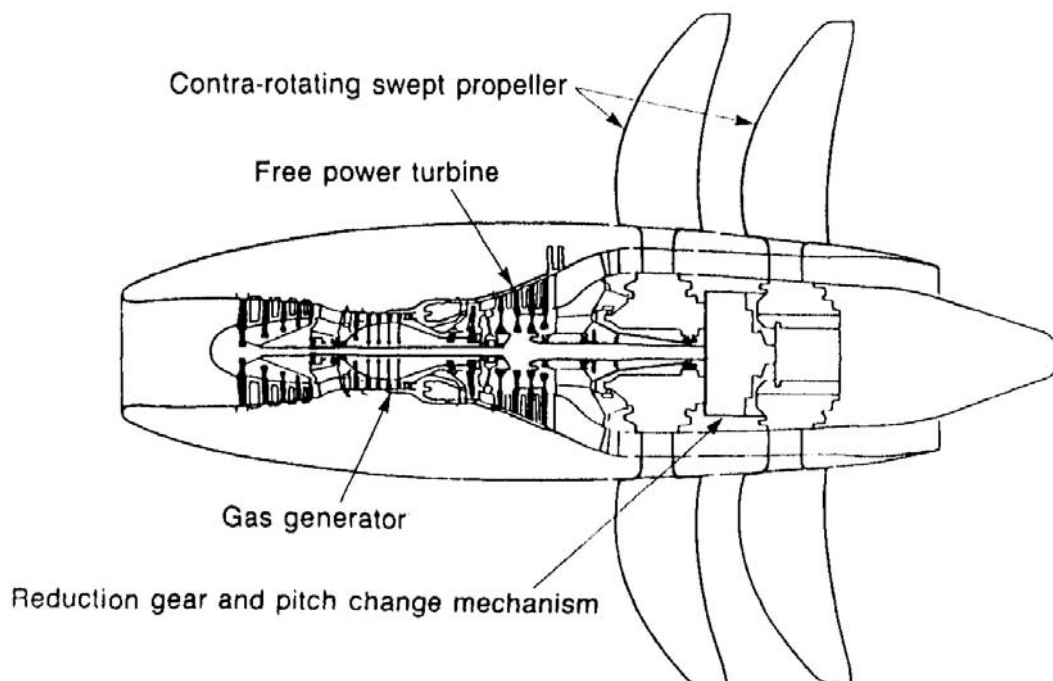


Figure 100: Propfan ad eliche controrotanti spingenti.

## 5.17 RUMORE DA AVIOGETTI SUPERSONICI

- $u_e$  MOLTO ELEVATA (SAREBBERO NECESSARI MOTORI A CICLO VARIABILE)
- BANG SONICO (AL SUOLO BASSISSIMO  $(\overline{p'^2})^{1/2}$ , MA  $dp/dt$  ALTO)
- INTENSITÀ DELL'URTO  $\propto (M_0 - 1)^3$  (MA CONSUMO ECCES-SIVO A  $M_0$  MODERATI)

## **6.1 CONFIGURAZIONI NON CONVENZIONALI**

- INTESE A:
  - AUMENTARE  $L/D$  E/O DIMINUIRE PESO
    - MOTORI MENO POTENTI
    - MINORI EMISSIONI DI INQUINANTI E RUMORE
  - SCHERMARE IL RUMORE IRRADIATO VERSO IL BASSO

## 6.2.1 CONFIGURAZIONI MULTIFUSOLIERA

- RIDUCE IL CARICO SULLE ALI → PESO
- MAGGIORE RESISTENZA AERODINAMICA; PROBLEMI PER ATTERRAGGIO CON UN MOTORE FUORI USO

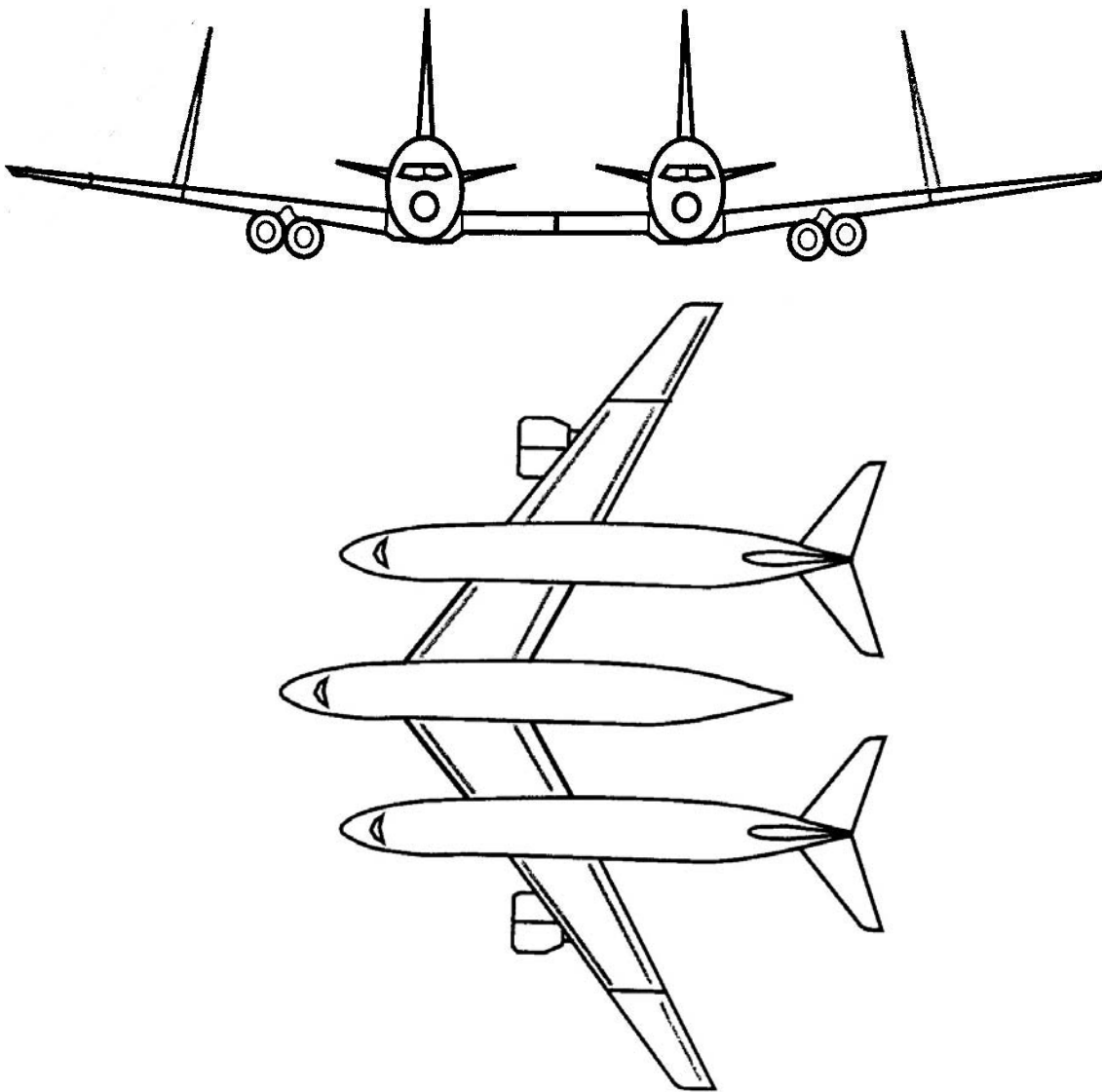


Figure 101: Configurazioni multifusoliera.

## 6.2.2 CONFIGURAZIONE SPAN-LOADER

- RIDUCE IL CARICO SULLE ALI → PESO
- FINESTRATURA RIDOTTA

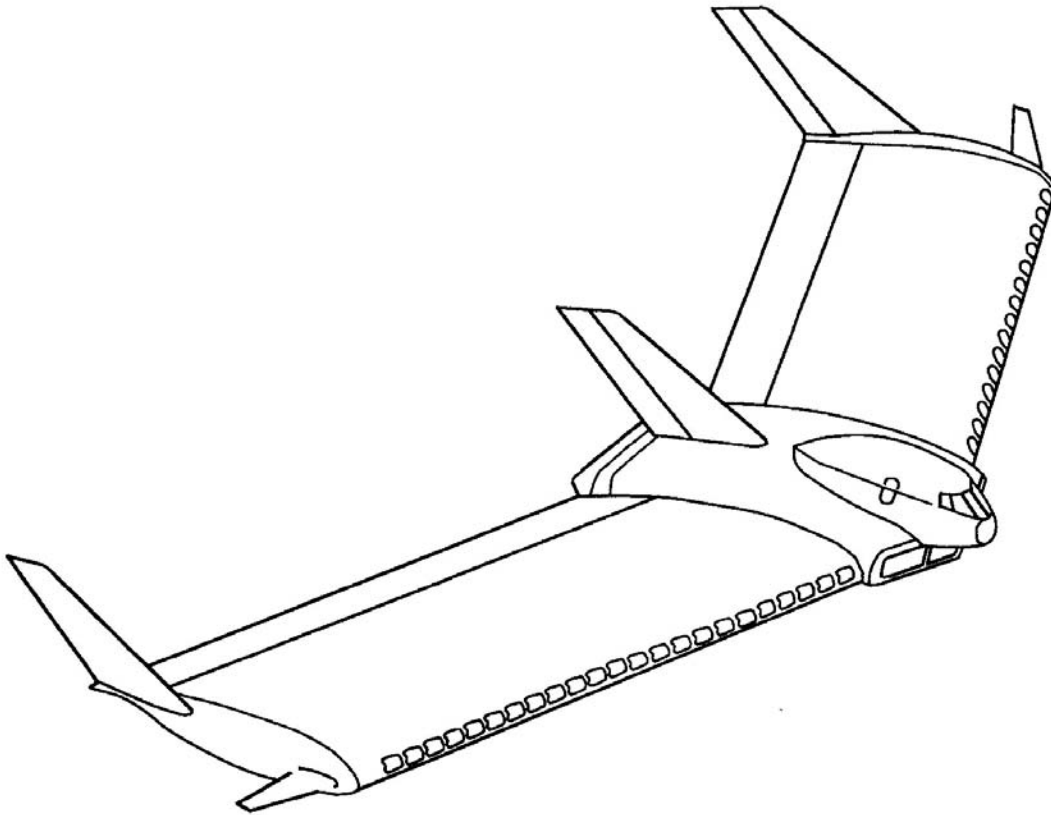


Figure 102: Configurazione *span-loader*.

### 6.2.3 CONFIGURAZIONE JOINED WING

- MAGGIORE POSSIBILITÀ DI CONTROLLO → ELIMINA PIANI DI CODA → RIDUZIONE PESO E RESISTENZA
- INGOMBRO CONTENUTO
- RESISTENZA DELLE GIUNZIONI



Figure 103: Configurazione *joined wing*.

## 6.2.4 CONFIGURAZIONE OBLIQUE FLYING WING

- PERMETTE DI ADATTARE L'ANGOLO DI FRECCIA ALLA VELOCITÀ DI VOLO
- ROTAZIONE MOTORI E TIMONI



Figure 104: Configurazione *oblique flying wing*.

### 6.3.1 CONFIGURAZIONI OWN E RFN

- RUMORE VERSO IL BASSO SCHERMATO
- OWN: MAGGIOR RUMORE IN CABINA
- *RFN*: MAGGIOR PESO



Figure 105: Configurazione *Over the Wing Nacelle*.

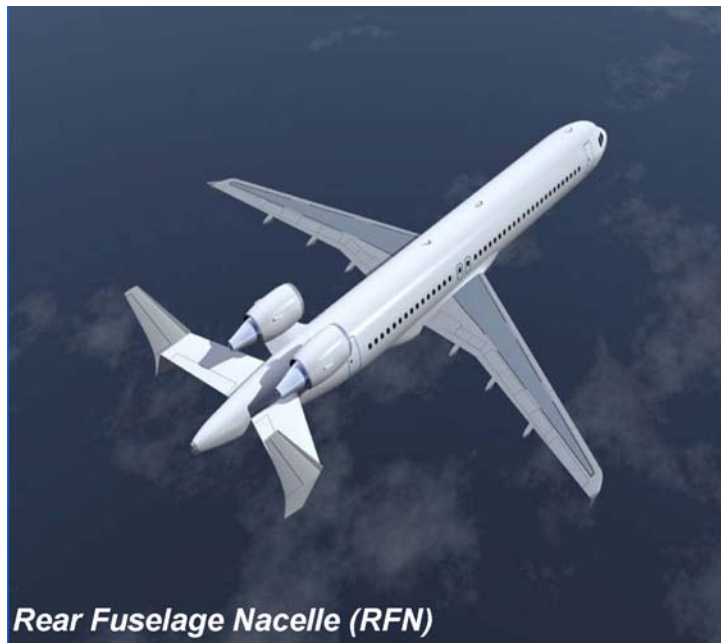
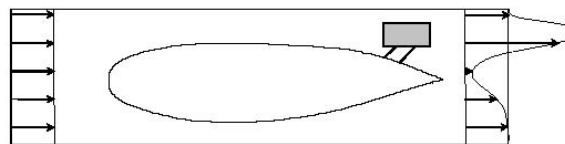


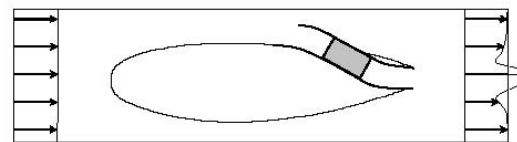
Figure 106: Configurazione *Rear Fuselage Nacelle*.

## 6.3.2 CONFIGURAZIONE BLENDED WING-BODY

- RIDUCE IL CARICO SULLE ALI → PESO
- RUMORE VERSO IL BASSO SCHERMATO
- FINESTRATURA MOLTO RIDOTTA
- CONFIG. *EMBEDDED* PIÙ SILENZIOSA, MA FLUSSO DISTORTO,  $\epsilon_p$  PIÙ BASSO, INTEGRAZ MOTORE/VELIVOLO MOLTO STRETTA



a) Podded propulsion system



b) Embedded propulsion system

Figure 107: Configurazione *blended wing body*.

### 6.3.3 CONFIGURAZIONE CANARD

- ANCHE IL RUMORE DAL FAN È SCHERMATO (RISPETTO *RFN*)
- CONTROLLO PIÙ PROBLEMATICO

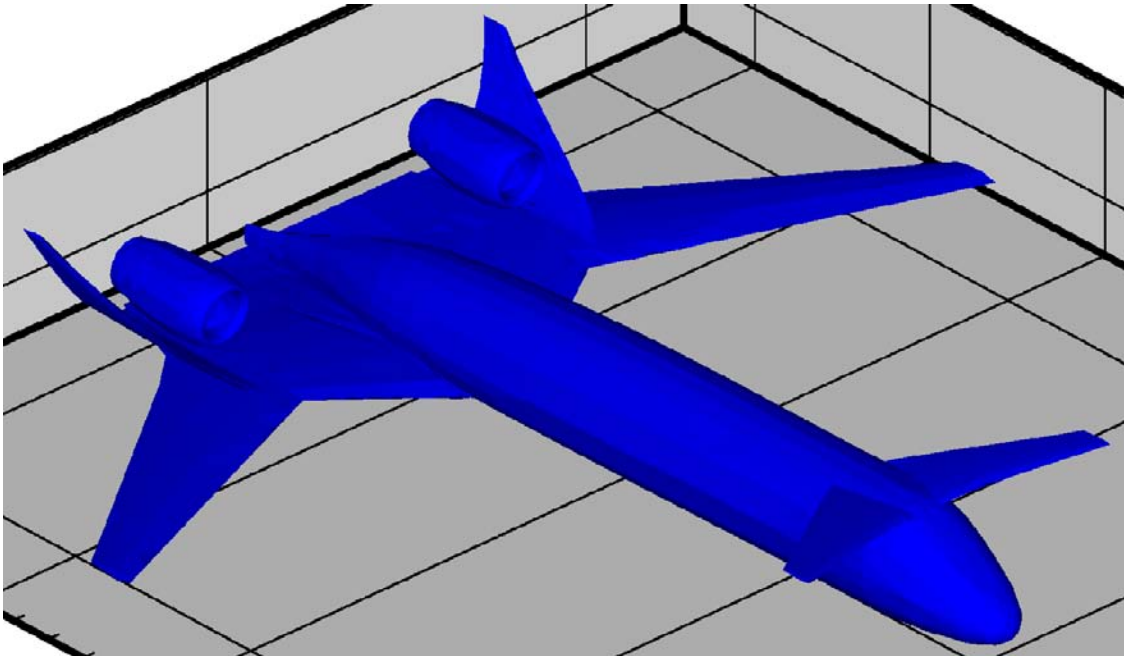


Figure 108: Configurazione *canard*.

## 6.3.4 CONFIGURAZIONE ENGINE OVER FUSELAGE

- RUMORE VERSO IL BASSO SCHERMATO

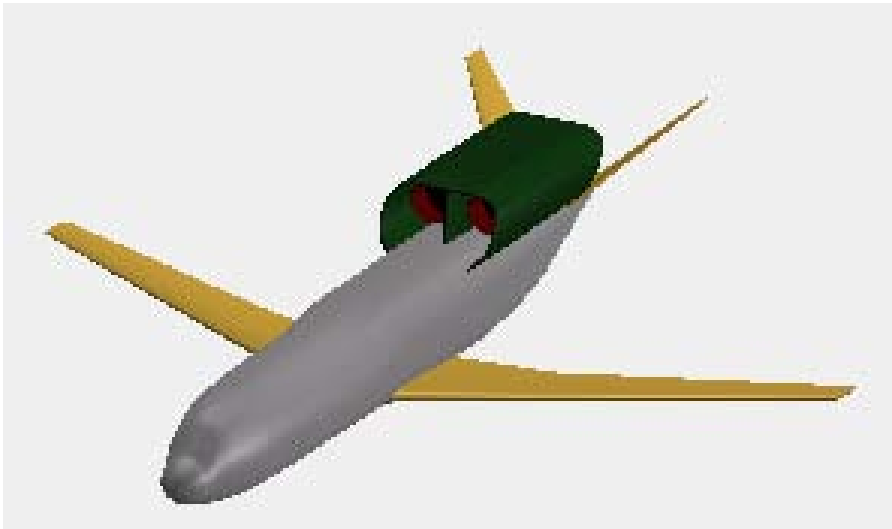


Figure 109: Configurazione *EOF*.

### 6.3.5 CONFIGURAZIONE PER AEREO SUPERSONICO

- MOTORI TURBOFAN AL DECOLLO/ATTERRAGGIO, TURBOGETTI IN CROCIERA
- COMPLICAZIONE MECCANICA

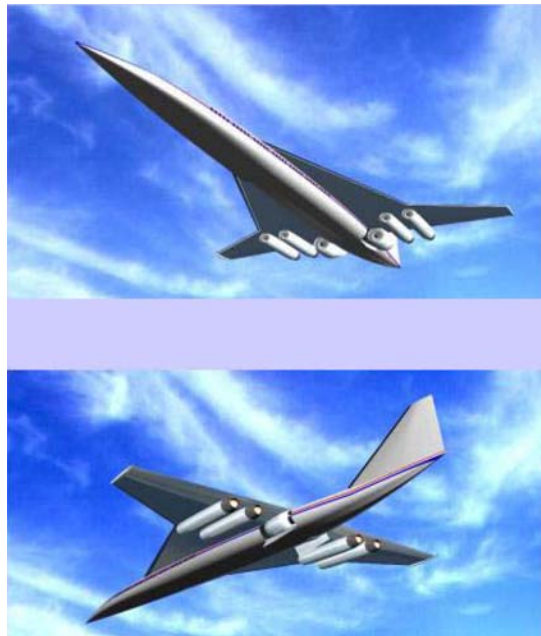
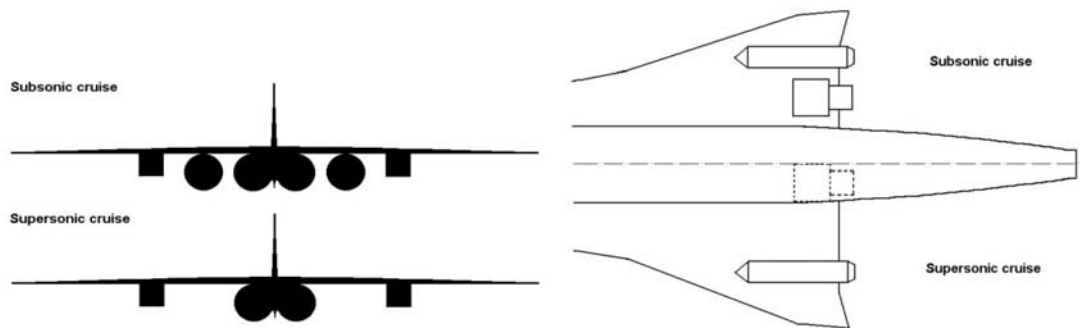


Figure 110: Configurazione per aereo supersonico a motori retrattili.

## 6.3.6 FORMATION FLYING

- RIDUCE LA RESISTENZA AERODINAMICA



Figure 111: Configurazione di volo *formation flying*.

## 6.4 CONFIGURAZIONE FLATBED

- RIDUCE I TEMPI DI IMBARCO/SBARCO
- EFFETTO SU EMISSIONI LIEVEMENTE NEGATIVO PER AUMENTO PESO

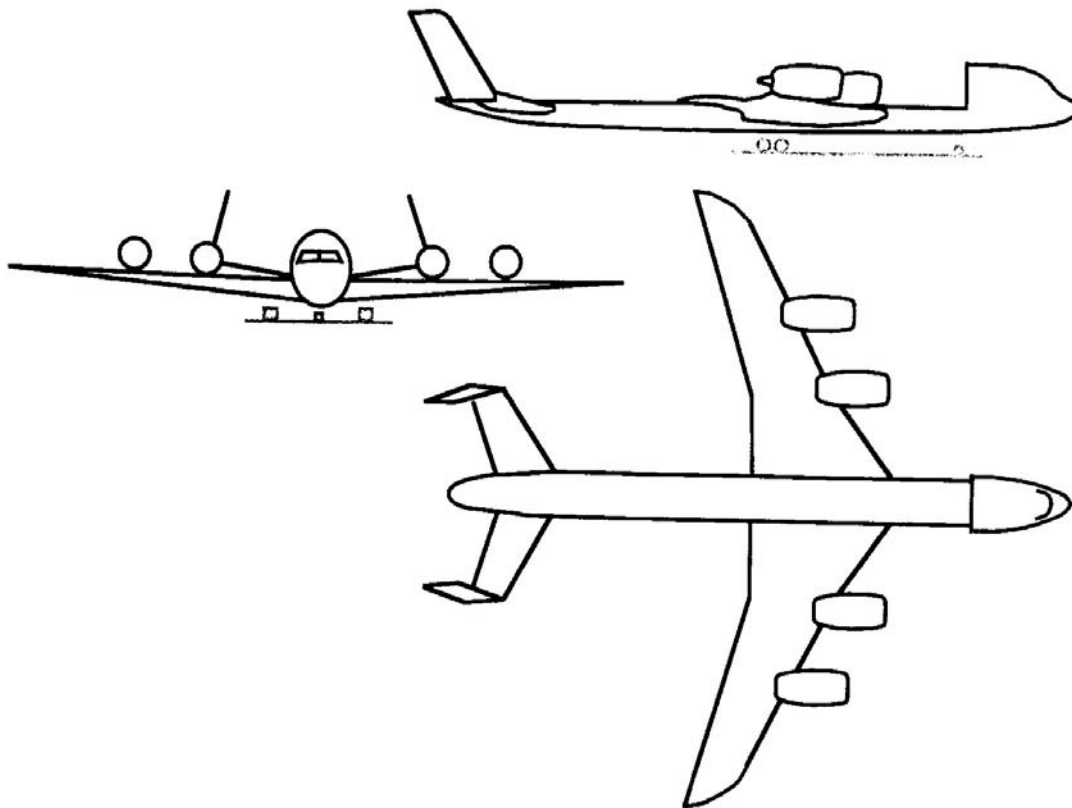


Figure 112: Configurazione *flatbed*.

## 6.5 IL FUTURO?

12 SEP 1977

[Redacted]  
[Redacted]  
[Redacted]  
(Monday)  
Sancti spiritus  
1970

Dear Sir

As a Cayman interested in the question of noise in modern jet engines I have had an idea for a long time.

I used to play the trumpet in dance bands professionally and we used a WA-WA mute for bringing the trumpet sound down to a minimum. I would say the effect was about the same as making Concorde sound like a quiet 'Britannia' turbo-prop.

Now I realize that the problem of putting something like that mute in the jet stream of an engine, is the loss of thrust but I can honestly state that no extra effort was needed to blow the trumpet at all.

If you pass a musical instrument shop why not ask for a demonstrator, - it might give you an idea to work on. I would like to see Rolls Royce beat the world on this problem.

Sincerely  
[Redacted]



Figure 113: Lettera indirizzata alla Rolls Royce, 1970.