

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

***Relazione per la prova finale
«Criticità e nuovi sviluppi nell'ambito
del volo in regime supersonico»***

Tutor universitario:
Prof. Carlo Bettanini

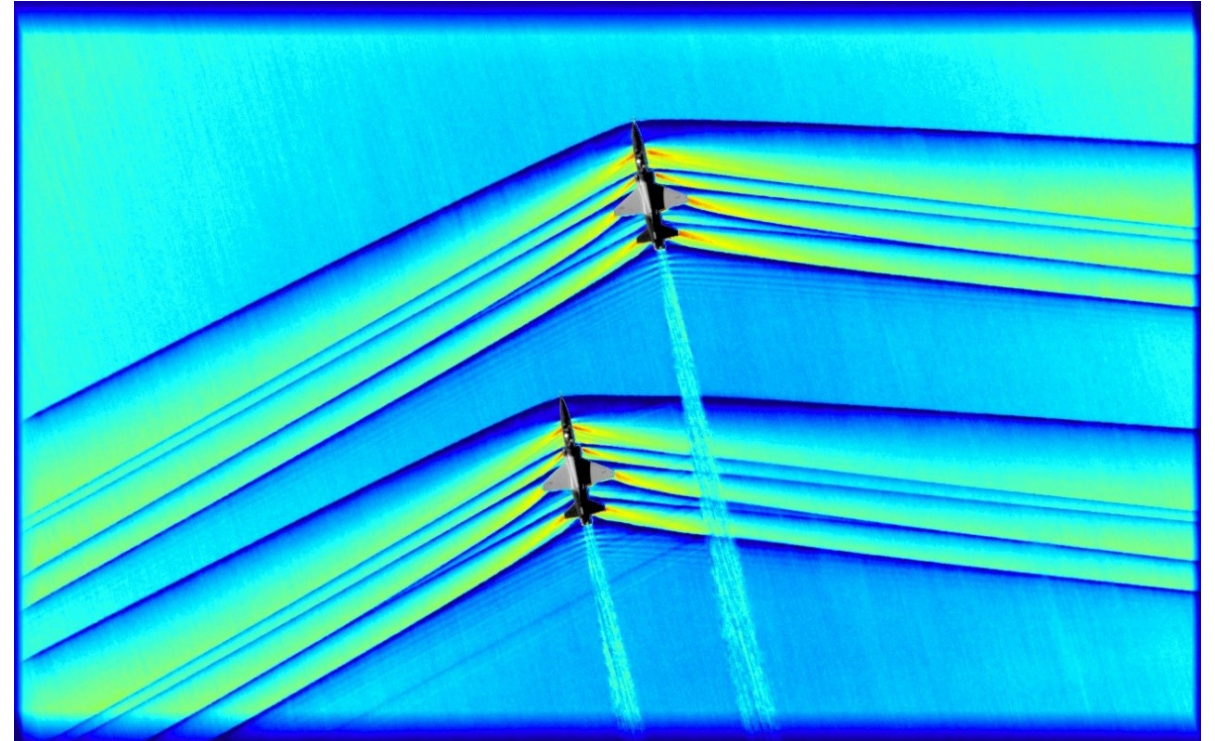
Laureando: *Valentina Collesei*
N. Matricola: *2002441*

Padova, 21/09/2023

Il seguente elaborato mira ad analizzare il volo in regime supersonico.

Nella prima parte si approfondirà il fenomeno delle onde d'urto e la conseguente generazione di boom sonici.

La seconda parte è invece dedicata ad un confronto tra differenti modelli aerei ed il nuovo prototipo sperimentale della NASA, X-59.

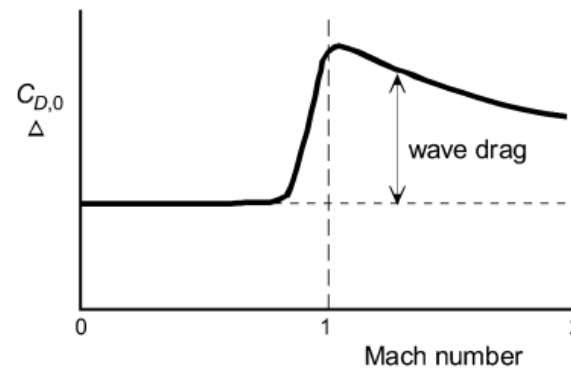


Visualizzazione onde d'urto tramite tecnica «Air-to-Air Background Oriented Schlieren (AirBOS)» Credits: NASA

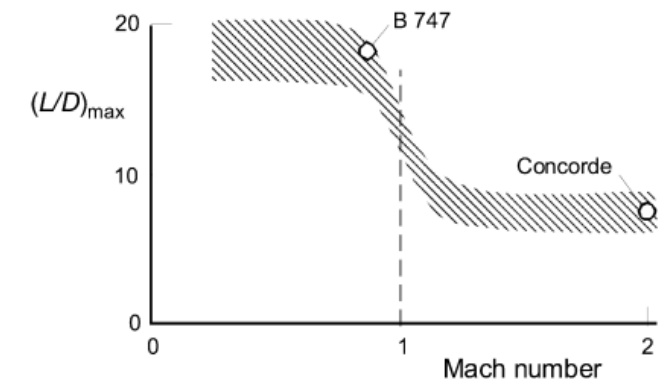
Velocità del suono: confine tra i regimi di velocità subsonico e supersonico,
velocità di propagazione di un infinitesimo disturbo di pressione

In un flusso in regime supersonico:

- L'energia cinetica non è trascurabile rispetto a quella interna
- Si hanno variazioni di temperatura e densità
- Il flusso non si può considerare incompressibile
- Si formano onde d'urto che dissipano energia e generano «wave drag»
- Si verifica la separazione dello strato limite che causa drag di pressione



(a) Zero-lift drag coefficient



(b) Maximum lift/drag ratio of airlines

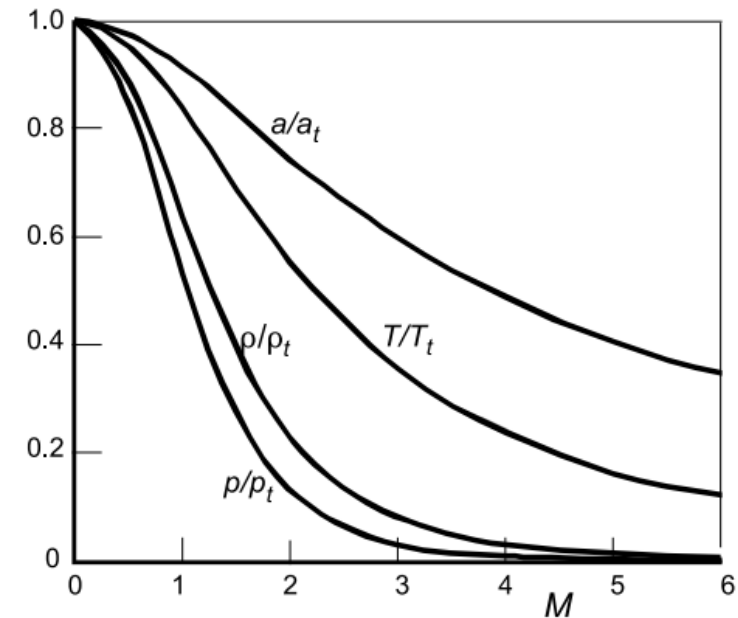
Attraverso le equazioni della termodinamica (l'equazione di stato, di conservazione della massa, dell'energia e del momento), si ottengono, per le 4 variabili di stato, i seguenti rapporti :

$$\frac{p_t}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\gamma/(\gamma-1)}$$

$$\frac{\rho_t}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{1/(\gamma-1)}$$

$$\frac{T_t}{T} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)$$

$$\frac{a_t}{a} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{1/2}$$



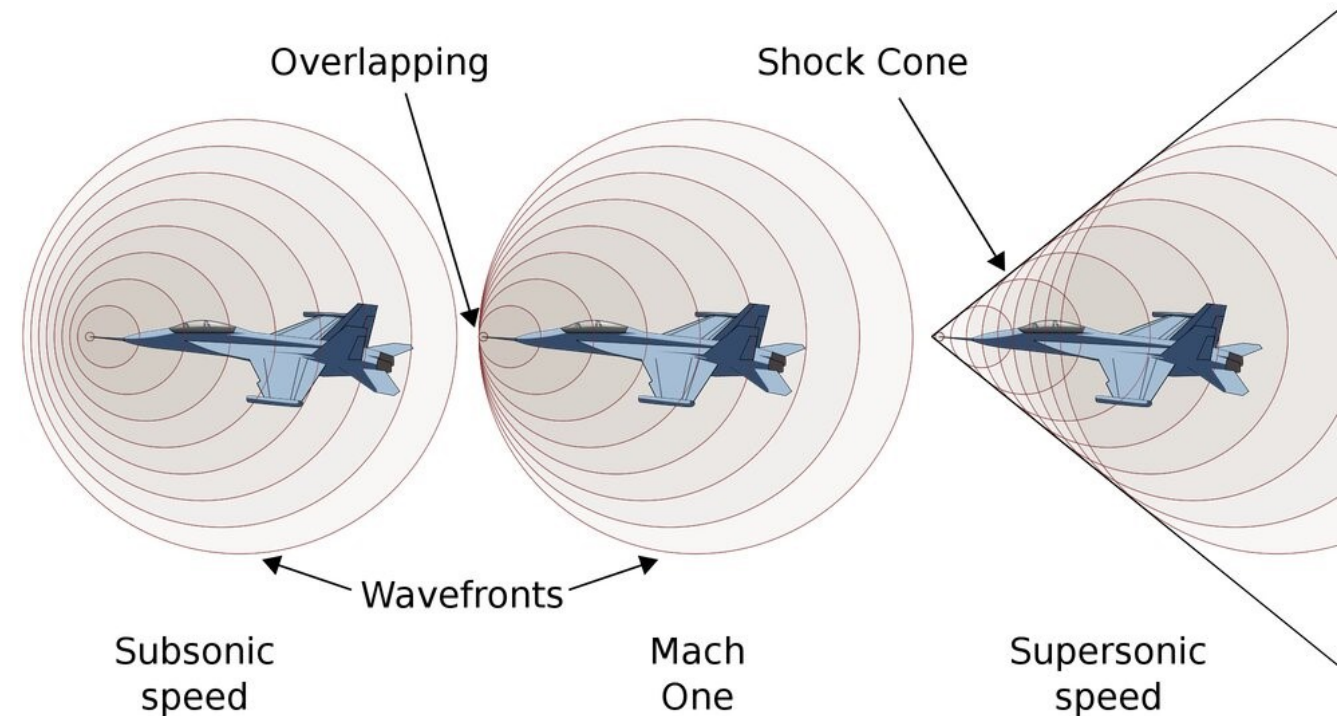
Relationship between local and stagnation conditions in an *isentropic* flow ($\gamma = 1.40$).

«*Pressione totale*: pressione che si otterrebbe se il flusso fosse portato in uno stato di quiete attraverso un processo isoentropico»

A basse velocità, l'atmosfera davanti alla punta dell'aereo è già disturbata e il flusso è pronto a separarsi per l'arrivo dell'oggetto.

A velocità supersonica, i disturbi di pressione si muovono più lentamente del profilo, il flusso davanti al velivolo non è conscio del corpo e le particelle mantengono una traiettoria rettilinea.

Un'onda d'urto ad arco si forma davanti al naso del velivolo e si estende per lunghe distanze.



E' una sezione molto sottile del flusso dove le proprietà di stato del fluido cambiano in modo quasi discontinuo.

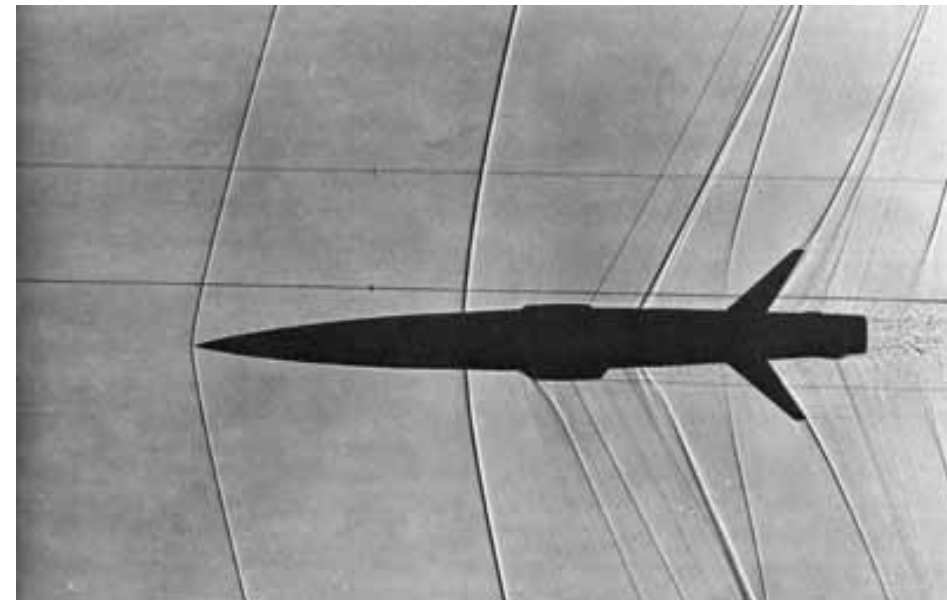
L'energia cinetica del flusso è convertita in calore e ciò è accompagnato da un aumento di pressione.

Il flusso attraverso un'onda d'urto è adiabatico ma non isoentropico. La perdita di entropia causa il cosiddetto "wave drag".



"Fighter jet breaking the sound barrier"

Onde d'urto osservate in galleria del vento, grazie al "schlieren optical system"

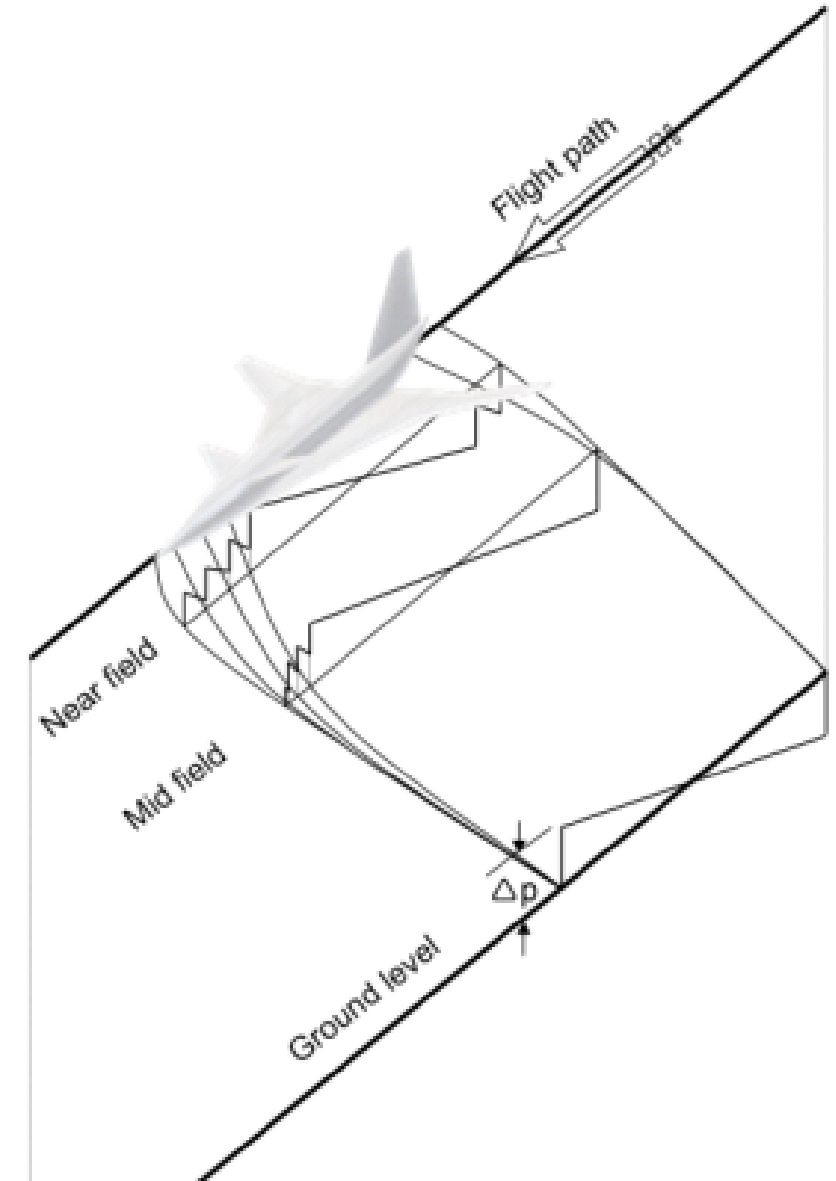


Allontanandosi dall'aereo le onde si concentrano in un paio di onde coniche con un'espansione nel mezzo.

Il passaggio delle onde di pressione a terra provoca forti rumori paragonabili a esplosioni .

I boom sonici possono causare anche danni strutturali:

- 0.5-2 psf : Crepe su intonaco e vetri sottili, caduta tegole poco saldate.
- 2- 4 psf : Guasti in vetro e intonaco, crepe più grandi.
- 4-10 psf : Crollo dell'intonaco dal soffitto, rottura vetri, possibile crollo di tetti.
- Più di 10 psf : Frantumazione vetri, le vibrazioni nei muri potrebbero causare rottura tubazioni, danni consistenti.



Gli strumenti utilizzati per l'analisi aerodinamica di aerei che viaggiano in regime supersonico sono:

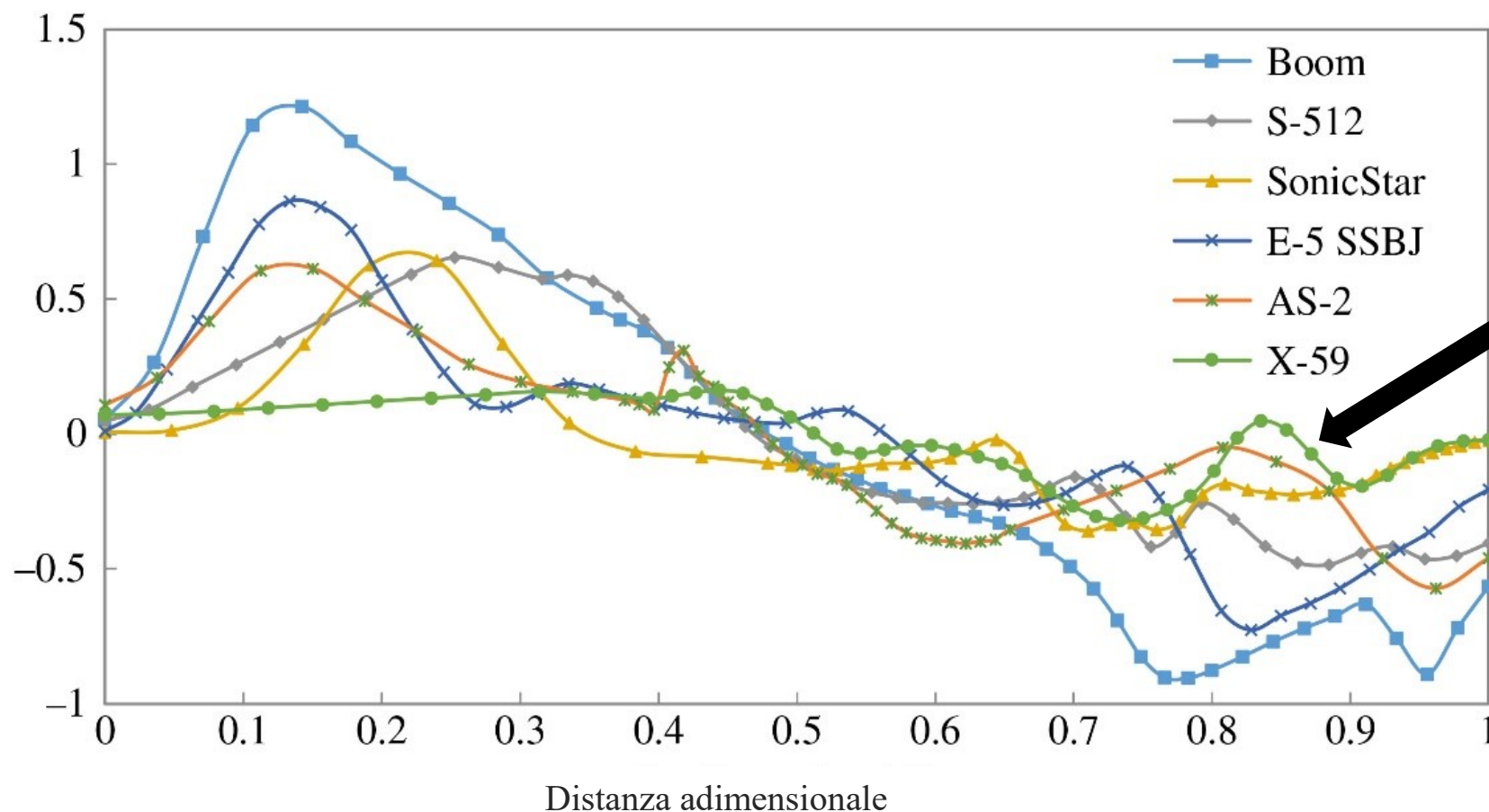
1. “Multidisciplinary design analysis optimisation (MDAO) environment”, chiamato “GENUS”, per valutare l'intensità del boom sonico e le proprietà aerodinamiche.
2. “ Panel method, PANAIR”, per predire flussi inviscidi subsonici o supersonici risolvendo equazioni differenziali parziali linearizzate, produce i coefficienti di lift e quelli di induced drag.
3. “ Whitham Theory ” attraverso il “F- function method”, è usato per calcolare la “zero lift skin friction” e il “form drag”. Permette di osservare l'effetto del volume e del “lift” sull'intensità del boom sonico.

$$F(x) = \frac{1}{2\pi} \int_0^x \frac{A_e''(\bar{x}, \theta)}{\sqrt{x - \bar{x}}} d\bar{x}$$

$$F(x, \theta) = F_{volume}(x, \theta) + F_{lift}(x, \theta) = \frac{1}{2\pi} \int_0^x \frac{A_v''(\bar{x}, \theta)}{\sqrt{x - \bar{x}}} d\bar{x} + \frac{\beta}{4\pi q_\infty} \int_0^x \frac{L'(\bar{x}, \theta)}{\sqrt{x - \bar{x}}} d\bar{x}$$

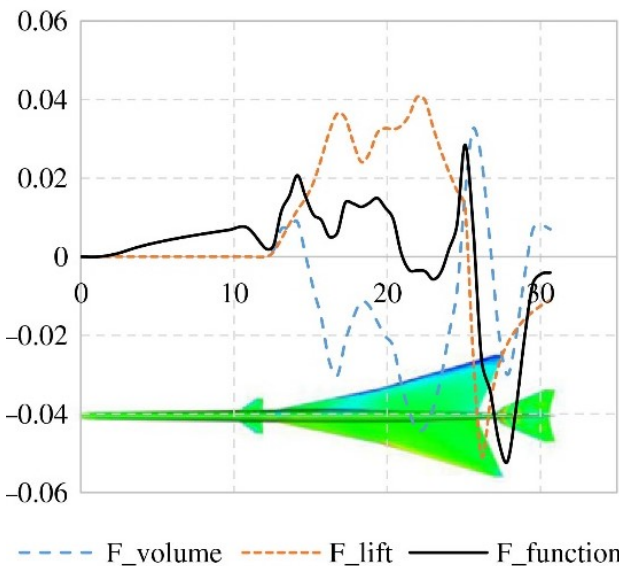
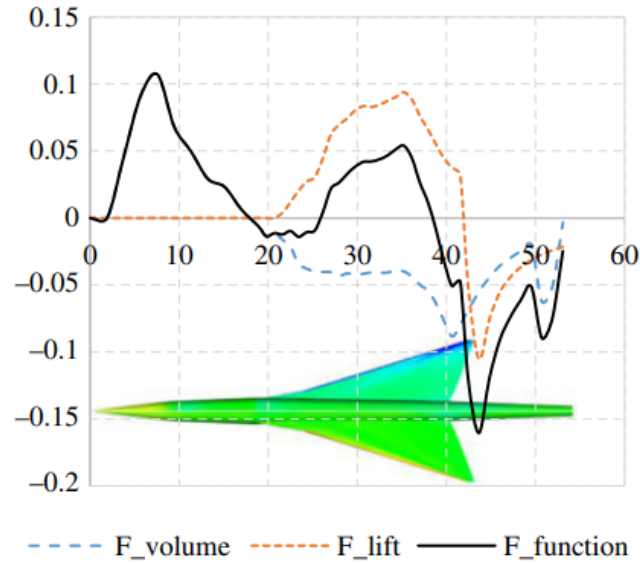
$$\delta p(x) = p_0 \frac{\gamma M^2 F(x)}{(2\beta r)^{1/2}}$$

Nel grafico sottostante si vede l'andamento della derivata prima della distribuzione volumetrica (F-function di volume) di 6 modelli che viaggiano a velocità supersonica.

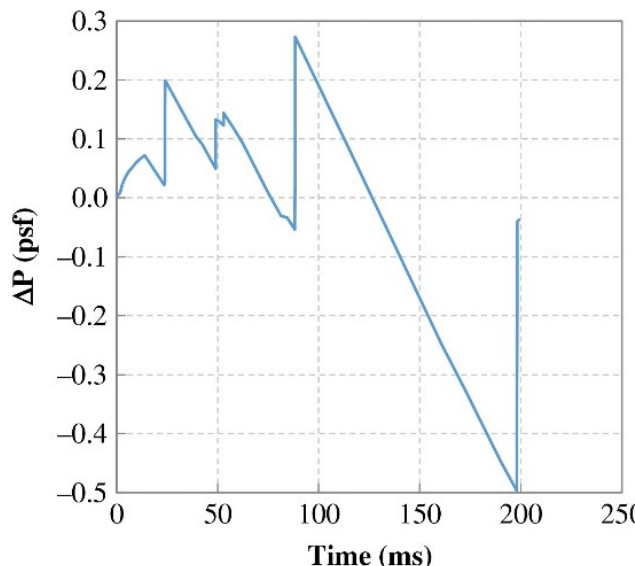
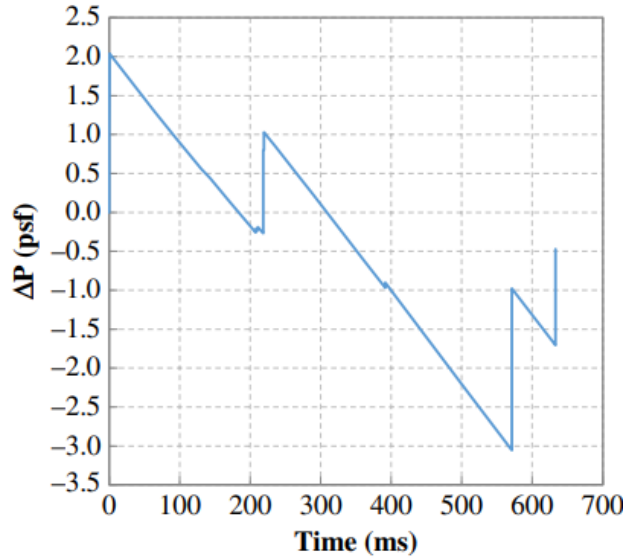


*Il nuovo modello X-59
sviluppato dalla NASA
presenta la derivata
volumetrica più stabile.
Ciò ha importanti
conseguenze per il
“wave drag” e boom
sonico prodotto.*

Near-field pressure components signatures :



Ground boom signatures:



Boom Airliner:

Picco di sovrappressione dovuto alla geometria della punta. Picco di sottopressione dovuto alla sovrapposizione del picco del lift con il picco della derivata prima del volume.

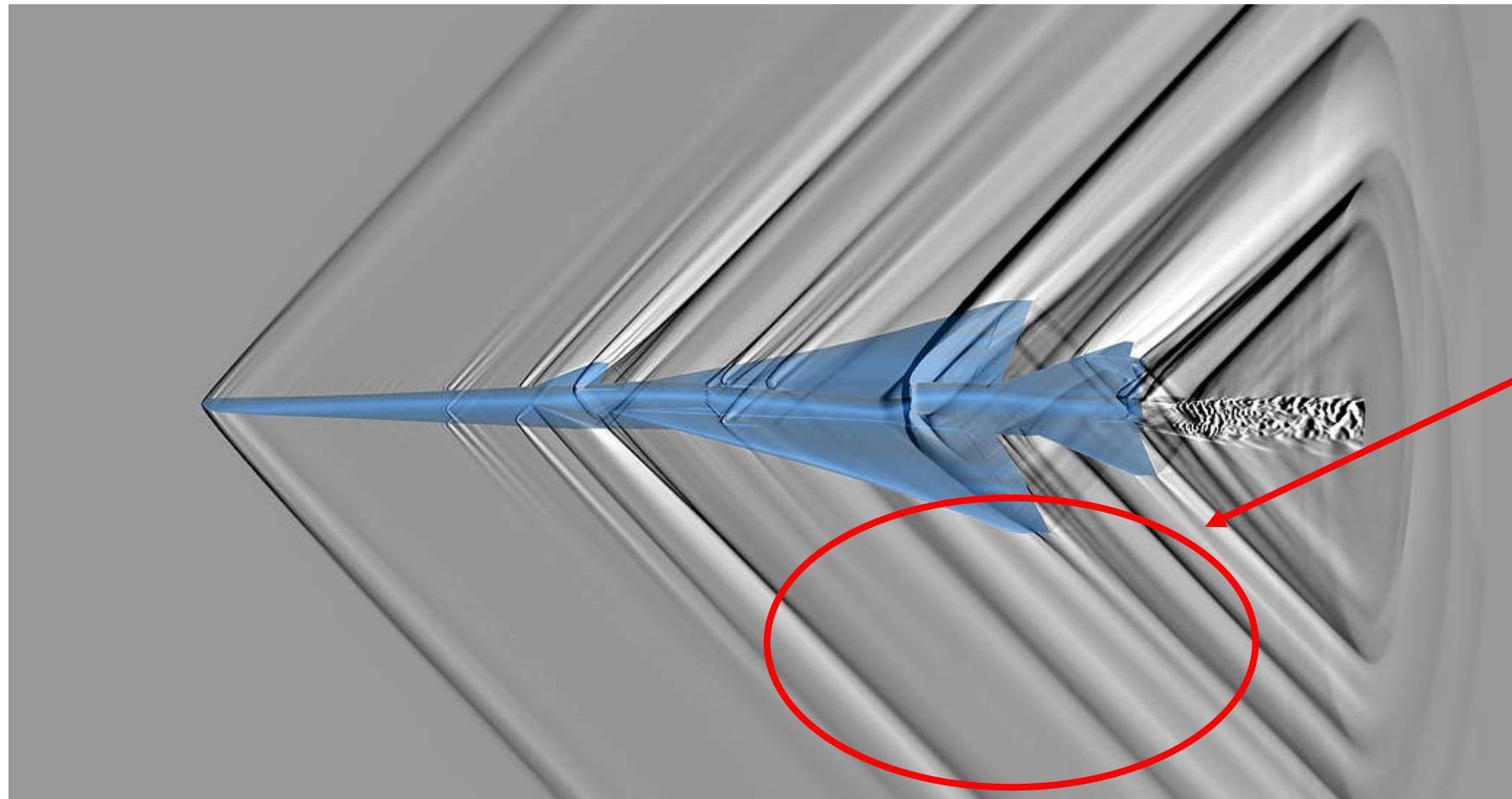
ΔP (psf) max: 3.054

NASA X-59 QueSST:

Naso molto affusolato e lungo che limita la variazione di volume iniziale. Il picco della fine della distribuzione del lift è disallineato rispetto al picco della distribuzione volumetrica.

ΔP (psf) max: 0.499

Il modello X-59 è stato disegnato in modo tale da disallineare i picchi delle onde d'urto cosicché non si uniscano in forti esplosioni ma anzi si annullino tra di loro. Si riesce così ad attutire di molto il rumore che si limiterà ad un leggero tonfo.

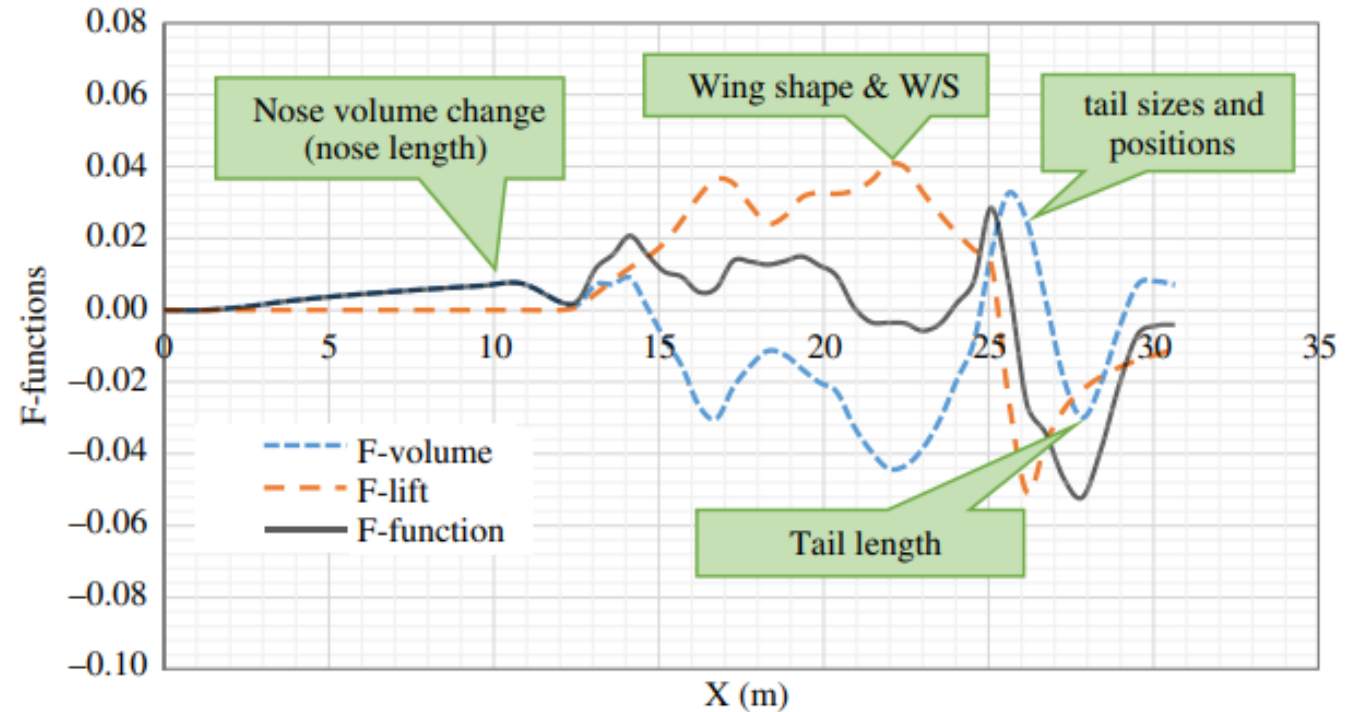


Onde più deboli si propagano dal lato inferiore del velivolo, indicando quindi che a terra si sentiranno tonfi più tenui.

“ High-resolution 3D simulation” using the “Pleiades, Electra, and Endeavour supercomputers” by NASA

Gli aspetti geometrici chiave per ottenere nuove configurazioni che abbiano basso boom sonico e basso «wave drag» sono quindi:

1. Un naso e la coda lunghi e senza bruschi cambiamenti di forma
2. Un'ala molto lunga longitudinalmente, per rendere più uniforme la distribuzione del lift
3. Disporre propriamente le dimensioni e posizione dell'impennaggio per evitare il sovrapporsi dei picchi generati dal lift e dal volume.



Low-boom design influence factors.

Ciò ovviamente non risolve problemi altrettanto importanti come l'elevato consumo di carburante e il notevole aumento di temperatura in volo.

- <https://www.cambridge.org/core/services/aop-cambridge-core/content/view/D052E899BF664E4CABB2D40BB3843343/S0001924000001883a.pdf/a-review-of-supersonic-business-jet-design-issues.pdf>
- <https://www.nasa.gov/aeroresearch/aeronautical-artwork-computer-simulation-or-both>
- [Low-boom low-drag solutions through the evaluation of different supersonic business jet concepts | The Aeronautical Journal | Cambridge Core](#)
- <https://www.nasa.gov/aeroresearch/nasas-quesst-reassessing-a-50-year-supersonic-speed-limit>
- <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2095809922000200?via%3Dihub>
- [«Flight Physics, Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology», with Historical Notes, by E. Torenbeek, H. Wittenberg](#)

GRAZIE PER L'ATTENZIONE

