



Università Degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale

# **DISTORSIONE DEL FLUSSO IN INGRESSO DI UN MOTORE TURBOFAN E IMPATTO SULLE PRESTAZIONI**

Tutor Universitario : Prof. Ing. Ernesto Benini

Laureando : Navdeep Singh

Matricola : 1225292

I turbofan sono dei motori aeronautici a reazione composti generalmente da:

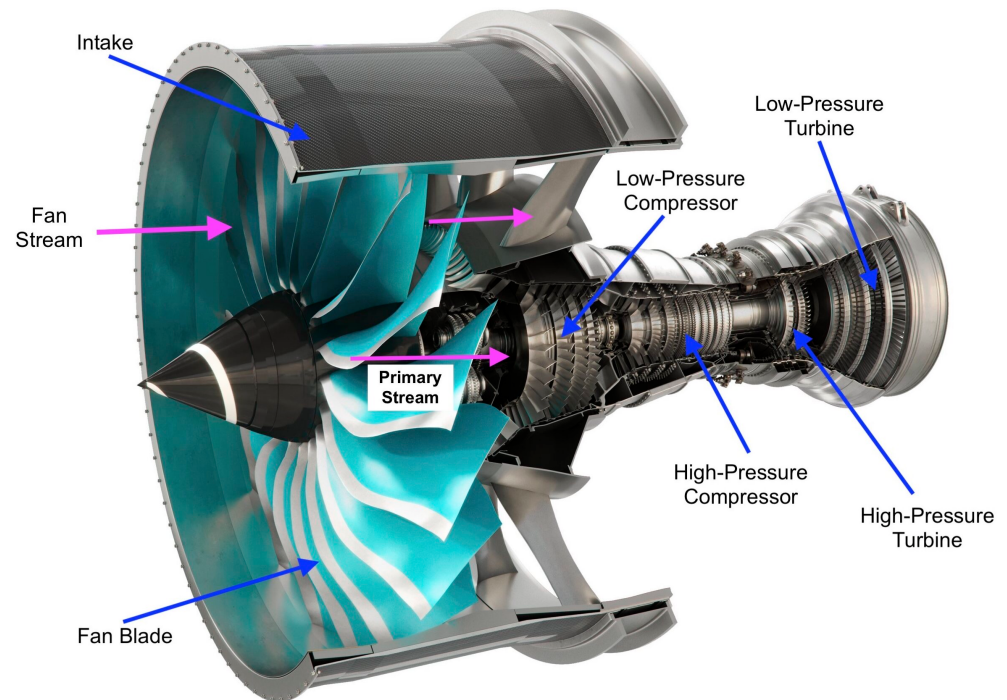
- Due corpi di compressione (alta e bassa pressione)
- Stadio di combustione
- Due corpi di turbina (alta e bassa pressione)

Il flusso entra nella presa d'aria, attraversa la ventola e si divide in due flussi:

- Flusso caldo (Primary stream)
- Flusso freddo (Fan Stream)

By-Pass Ratio(BPR)

$$BPR = \frac{\text{Portata flusso freddo}}{\text{Portata flusso caldo}}$$



## INTAKE

Un componente cruciale e protagonista della distorsione in ingresso è l'intake.

La funzione principale dell'intake è quella di fornire alla ventola un flusso d'aria costante e uniforme con la minore perdita di pressione totale.

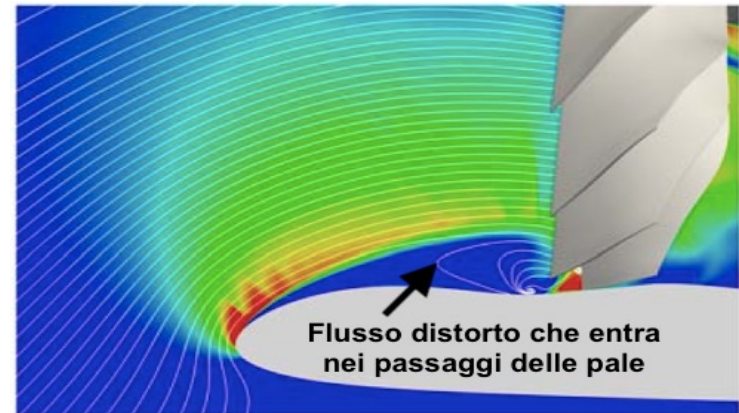
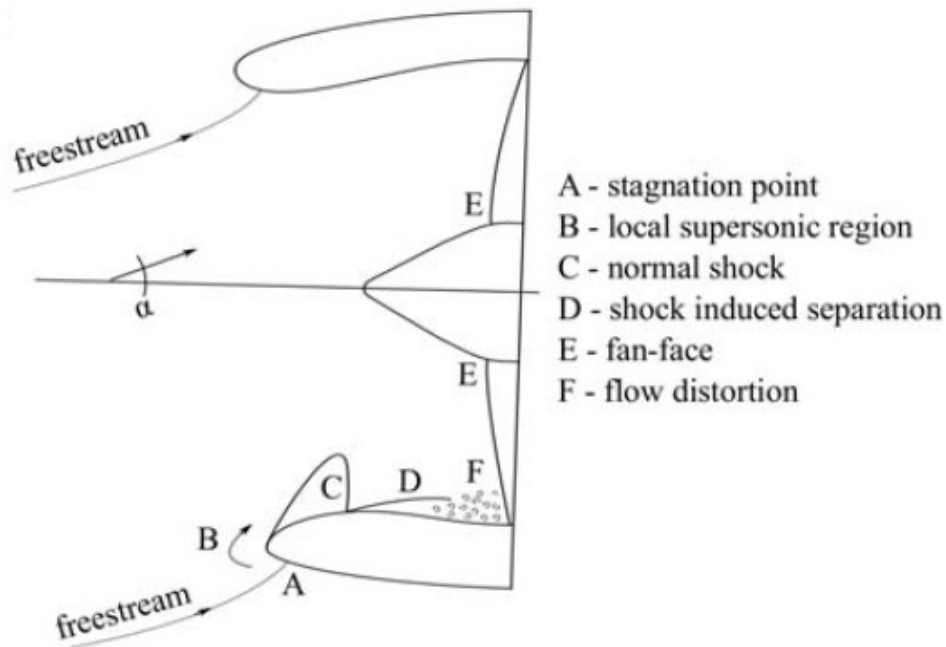
Negli aerei moderni si usano prese d'aria corte per ridurre il drag, l'emissione di rumore e i consumi di carburante.

Principale svantaggio è che l'aereo in condizioni di alto angolo di attacco (AOA) il flusso arrivi al Fan altamente distorto.



## SEPARAZIONE DEL FLUSSO AL LABBRO INFERIORE

Ad elevati AOA il flusso arriva alla ventola distorto. Questa distorsione è principalmente generata dalla separazione del flusso sul labbro inferiore dell'intake.





## CONFRONTO TRA PRESA D'ARIA ALIMENTATA E PRESA D'ARIA SINGOLA

Per confrontare le due prese d'aria utilizzo il coefficiente di distorsione:

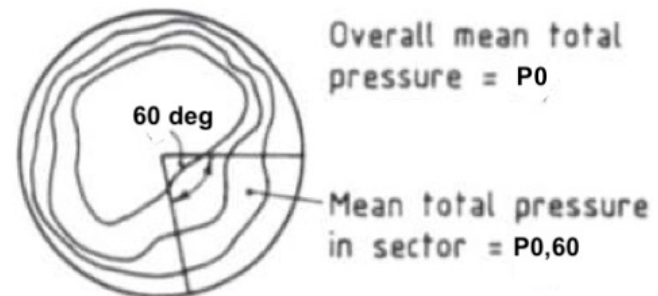
$$DC60 = \frac{P_0 + P_{0,60}}{P_0 - P}$$

- $P_0$  = Pressione totale media ponderata per area sulla faccia della ventola

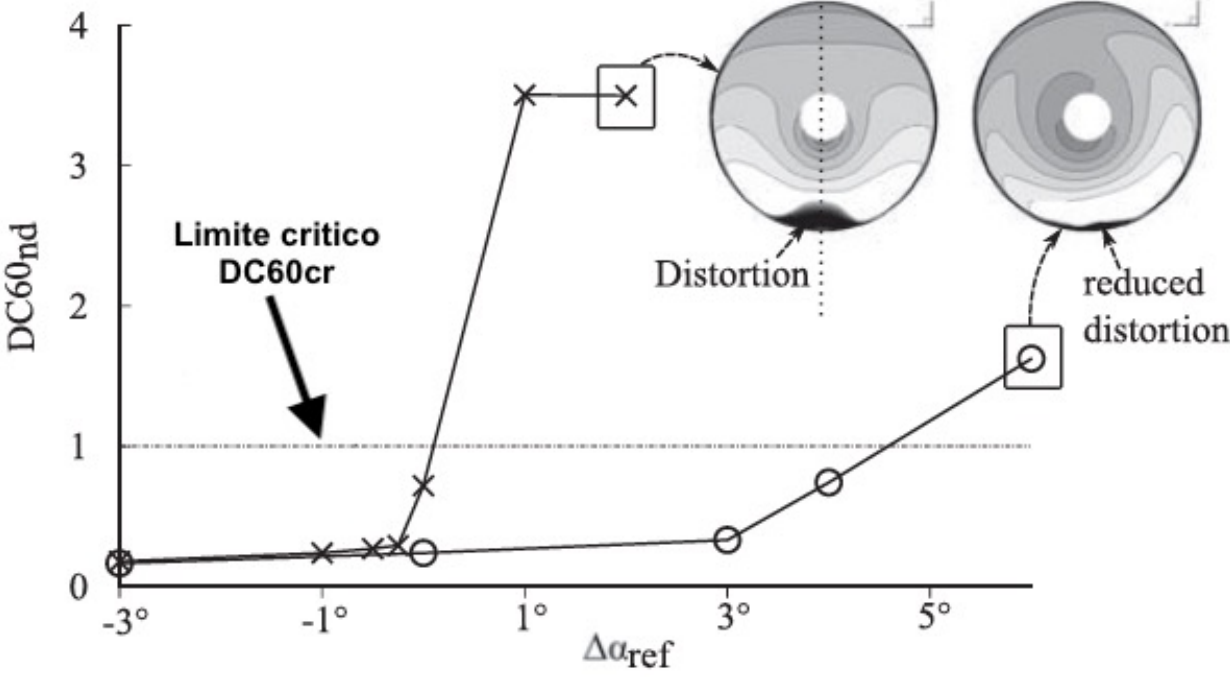
$$P_0 = \frac{1}{A} \int P_0 dA$$

- $P$  = Pressione media ponderata per area sulla faccia della ventola

- Sulla faccia della ventola viene identificato il settore di 60 deg con più alta distorsione e quindi minore pressione totale. Una volta trovato si calcola  $P_{0,60}$  cioè la pressione totale media nel settore da 60 deg.



—×— Presa d'aria singola  
—○— Presa d'aria alimentata



Da questo grafico si nota che la presenza del fan attenua la distorsione e permette l'aumento dell'angolo di attacco ( $\approx 4 \text{ deg}$ ) per cui si ha la separazione del flusso

$$DC60_{nd} = \frac{DC60}{DC60_{cr}}$$

Il flusso si considera separato quando  $DC60 > DC60_{cr}$

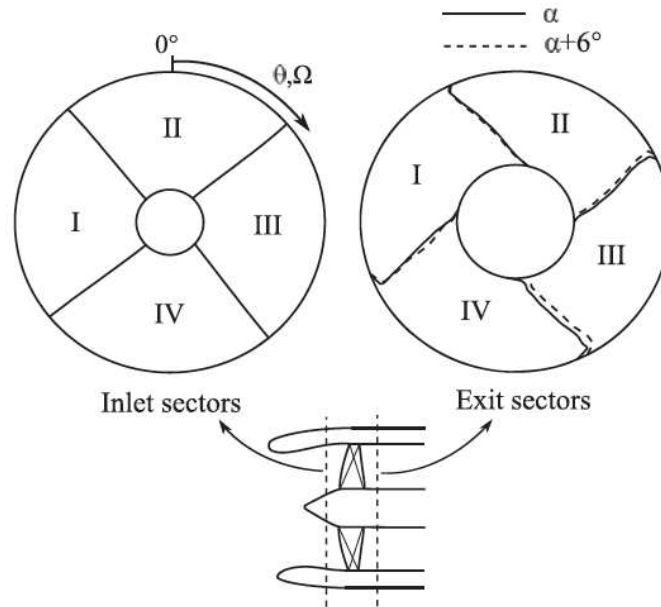
$$\Delta\alpha_{ref} = \alpha_i - \alpha$$

$\alpha_i$  = Valore assoluto dell'angolo di attacco

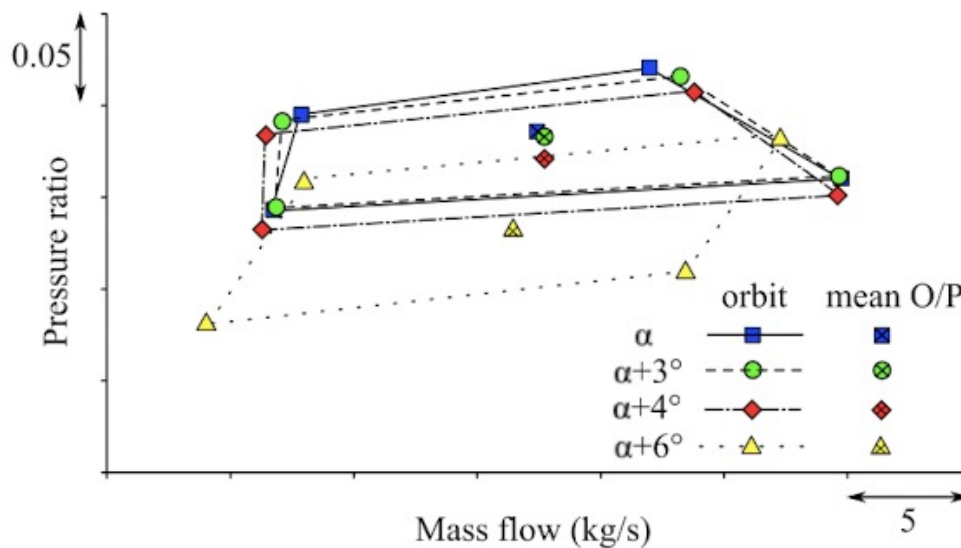
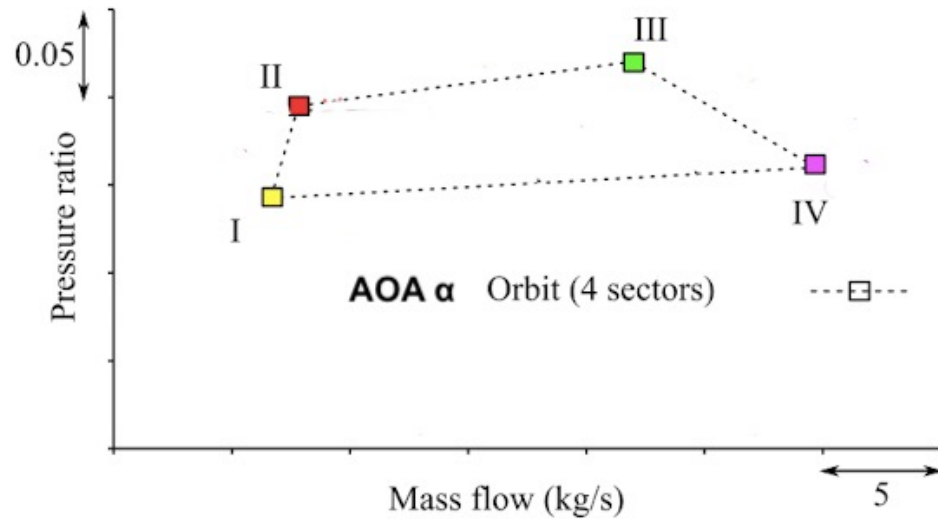
$\alpha$  = Angolo per cui si ha la separazione del flusso

## STUDIO PERFORMANCE DELLA VENTOLA IN SETTORI

Per studiare più accuratamente le performance del Fan si ha diviso la faccia a monte e a valle della ventola in 4 settori.



Successivamente si è andati ad analizzare il rapporto di pressione e la portata di massa nei singoli settori andando gradualmente ad aumentare l'angolo di attacco.



Da questi grafici si può vedere che:

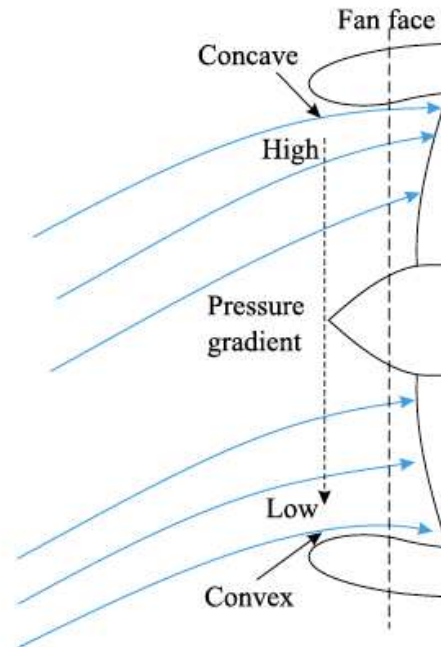
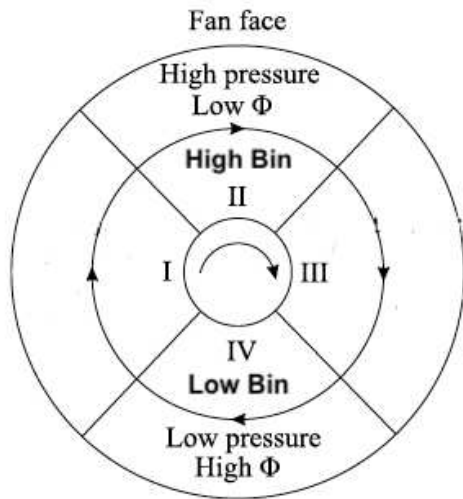
- Settori I e IV sono quelli che risentono di più del flusso distorto, essendo più vicini;
- All'aumentare del AOA il rapporto di pressione cala drasticamente

Questo calo di pressione è dovuto principalmente da:

- Separazione del flusso al labbro inferiore a causa dello shock;
- Curvatura del flusso in entrata;
- Ispessimento delle scie dovuto allo shock normale attraverso le pale;
- Effetto Upwash.



## CURVATURA DELLE LINEE DI FLUSSO



Le linee di corrente nell'approcciare l'intake ad alti valori dell'angolo di attacco si orientano lungo la direzione assiale. Questa curvatura induce un significativo gradiente di pressione sulla faccia a monte della ventola.

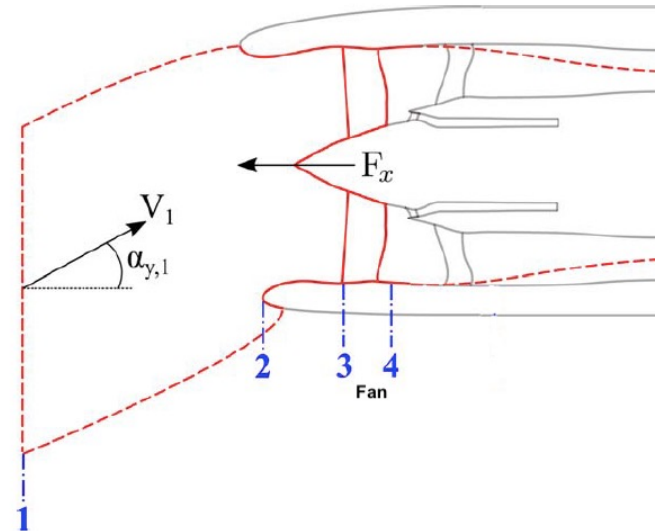
Il gradiente di pressione causa la variazione del coefficiente di flusso  $\phi$  che a sua volta provoca la variazione locale dell'incidenza  $\beta_{in}$  del flusso sulle pale

## EFFETTO UPWASH

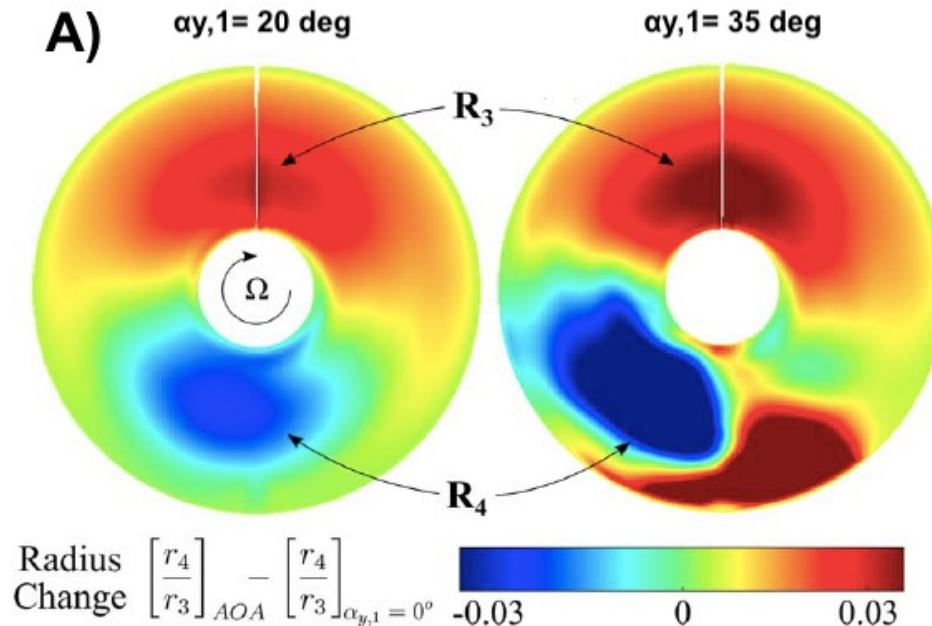
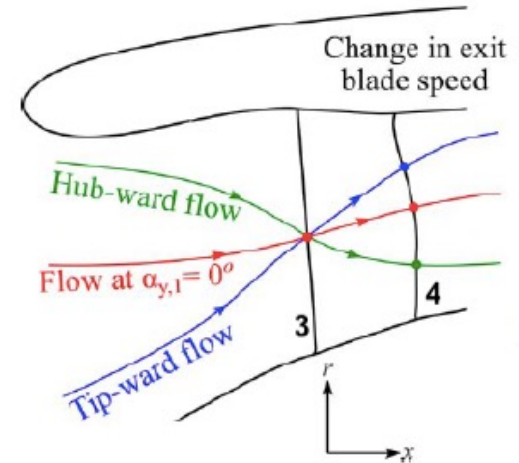
Le prese d'aria corte non riescono completamente a convertire il flusso in arrivo in assiale questo comporta che il flusso quando arriva sulla faccia a monte della ventola è composta da una componente radiale molto alta chiamata Upwash che contribuisce alla variazione del coefficiente di lavoro.

$$\begin{aligned}\psi &= \frac{h_{04} - h_{03}}{U_3^2} = \frac{U_4 V_{\theta 4} - U_3 V_{\theta 3}}{U_3^2} = \left(\frac{r_4}{r_3}\right)^2 - \frac{V_{x3}}{U_3} \left( \tan(\alpha_3) - \frac{r_4}{r_3} \frac{V_{x4}}{V_{x3}} \tan(\beta_4) \right) \\ &= \left(\frac{r_4}{r_3}\right)^2 - \frac{V_{x3}}{U_3} \tan(\alpha_3) + \frac{V_{x3}}{U_3} \frac{r_4}{r_3} \frac{V_{x4}}{V_{x3}} \tan(\beta_4) \quad (2) \\ &= \left(\frac{r_4}{r_3}\right)^2 - V_{\theta 3} + V_{\theta 4,rel}\end{aligned}$$

- $\left(\frac{r_4}{r_3}\right)$  = Rapporto di velocità delle pale
- $\left(\frac{V_{x4}}{V_{x3}}\right)$  = Diffusione velocità assiale
- $\beta_4$  = Angolo di swirl relativo in uscita
- $\alpha_3$  = Angolo di swirl assoluto in ingresso
- $V_{\theta 4,rel} = \frac{V_{x3}}{U_3} \frac{r_4}{r_3} \frac{V_{x4}}{V_{x3}} \tan(\beta_4)$  = Velocità di swirl relativa in uscita
- $V_{\theta 3} = \frac{V_{x3}}{U_3} \tan(\alpha_3)$  = Velocità di swirl assoluta in entrata



A causa del fenomeno dell'Upwash il flusso che nell'attraversare le pale si sposta verso il mozzo (hub ward) viene redistribuito sulla parte inferiore a valle della ventola e viceversa il flusso che sempre nell'attraversare le pale si sposta verso la periferia (tip-ward) viene redistribuito sulla parte superiore a valle della ventola.



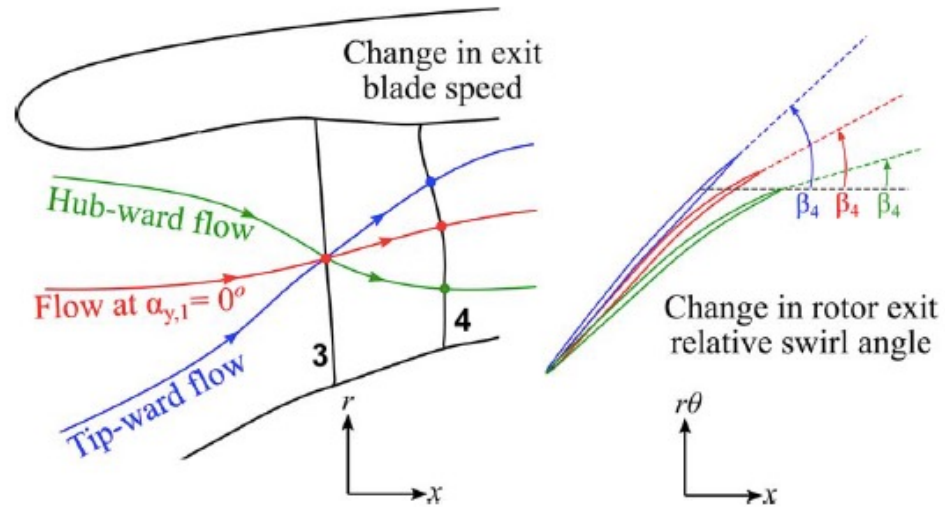
Per capire il coefficiente di lavoro nei flussi radiali considero tre linee di corrente che entrano nel fan allo stesso raggio ed escono a raggi differenti.

Analizzo le linee di corrente che si dirigono al mozzo ( hub-ward) tramite la formula:

$$\begin{aligned}\psi &= \left(\frac{r_4}{r_3}\right)^2 - \frac{V_{x3}}{U_3} \tan(\alpha_3) + \frac{V_{x3}}{U_3} \frac{r_4}{r_3} \frac{V_{x4}}{V_{x3}} \tan(\beta_4) \\ &= \left(\frac{r_4}{r_3}\right)^2 - V_{\theta 3} + V_{\theta 4,rel}\end{aligned}$$

Il coefficiente di lavoro diminuisce a causa della riduzione del rapporto  $\left(\frac{r_4}{r_3}\right)$  ma la particella che segue la traiettoria radiale decrescente tipicamente esce da una sezione ad alto camber. Questo vuol dire che la velocità di swirl relativa  $V_{\theta 4,rel}$  in uscita aumenta, portando un netto incremento del lavoro e della spinta.

Molto importante quindi la legge vorticale che si assume per lo sviluppo della pala.

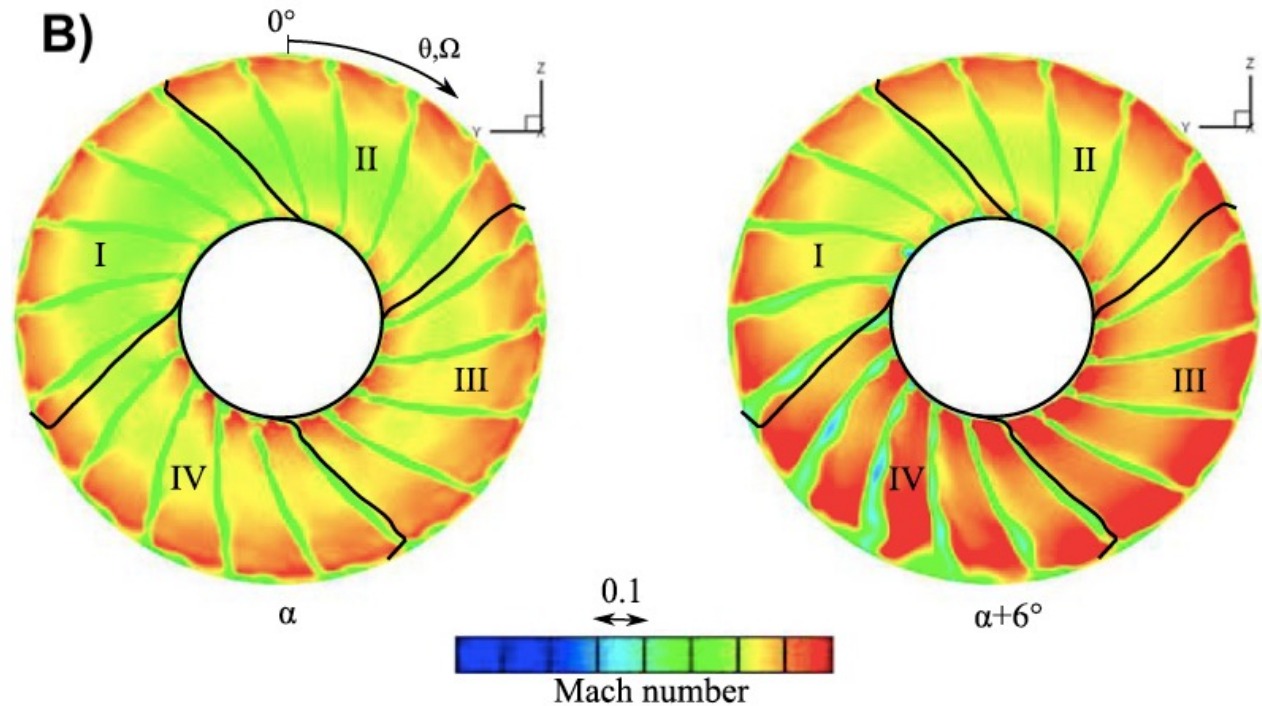




## ISPESSIMENTO DELLA SCIA

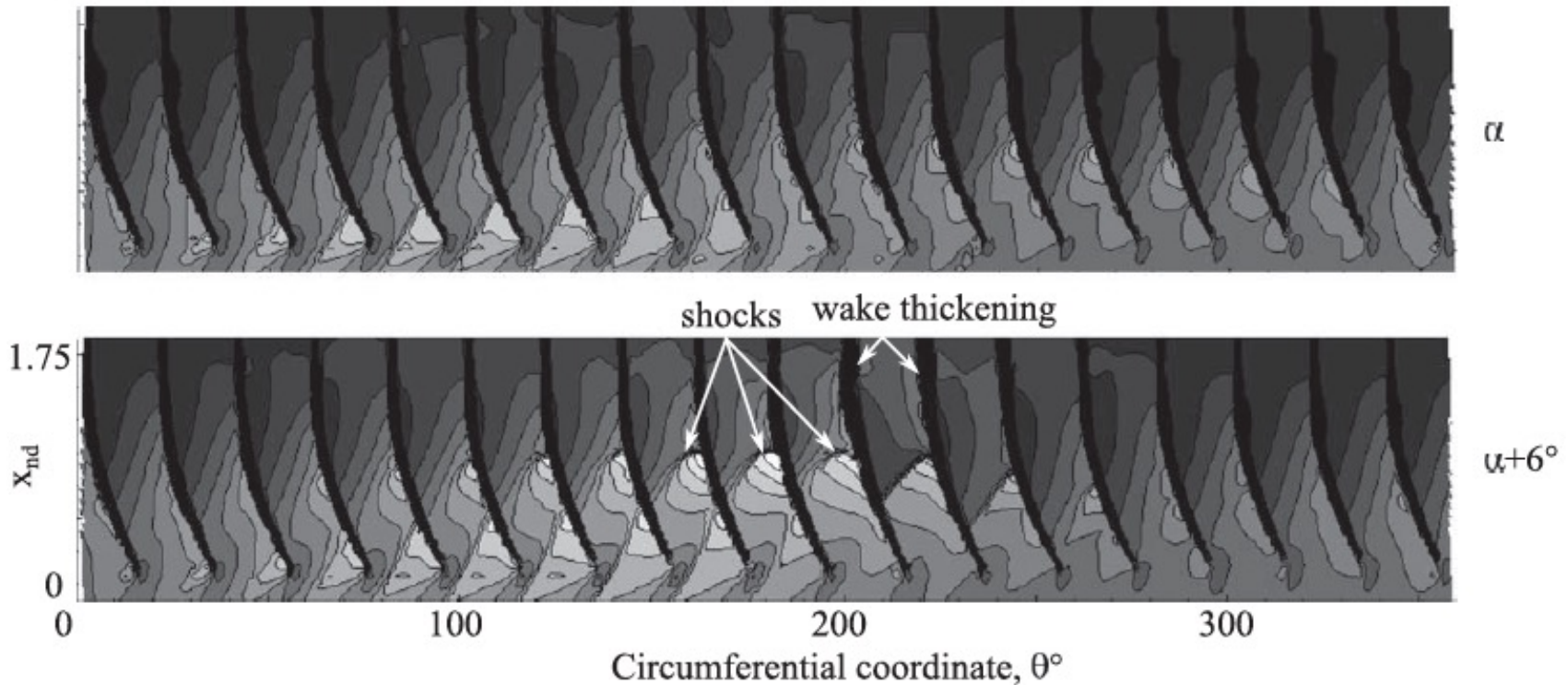
Sia lo shock indotto dalla separazione al labbro inferiore e sia la variazione di incidenza del flusso hanno come conseguenza l'ispessimento delle scie durante il passaggio attraverso il fan.

Ispessimento delle scie confrontando i numeri di Mach relativi dei contorni a valle del Fan per un AOA di  $\alpha$  e  $\alpha + 6 \text{ deg}$



C)

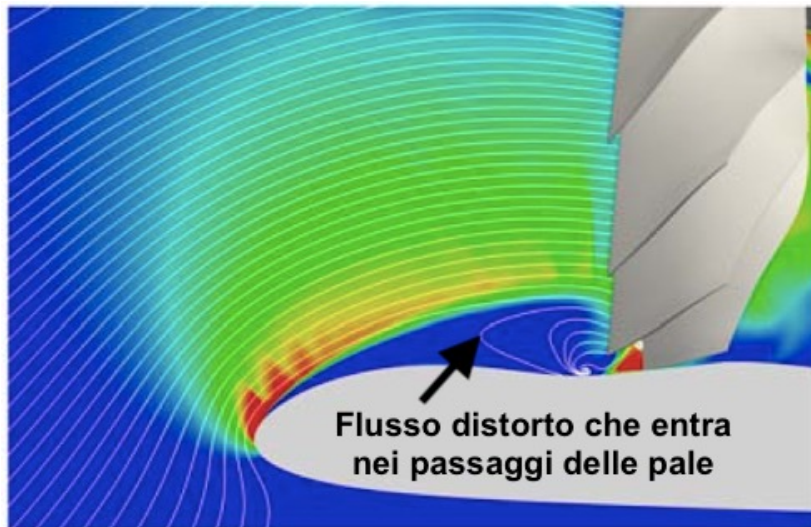
blade rotation,  $\Omega$  →



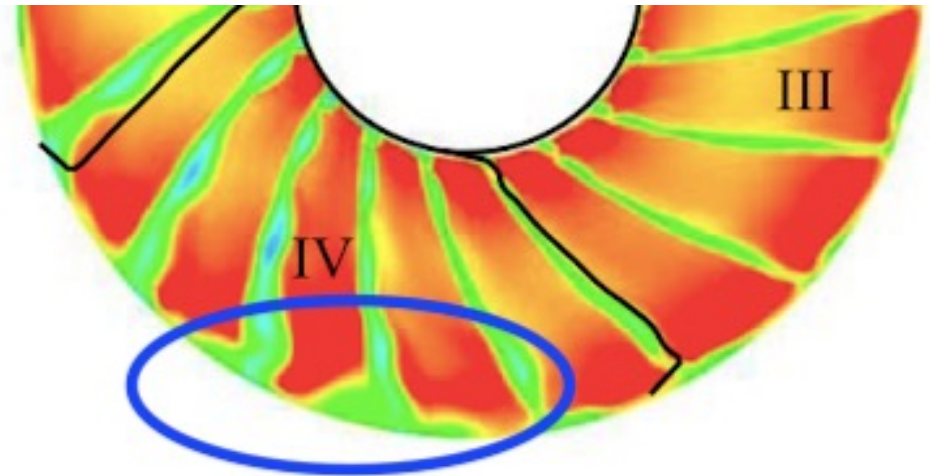
Unwrapped blade-to-blade snapshots showing contours of relative Mach number at midspan for AoA's of  $\alpha$  and  $\alpha + 6$  deg

Il flusso una volta entrato ad elevate velocità nelle sezioni di mezzeria, nella suction side della pala viene decelerato tramite uno shock normale che provoca la separazione dello strato limite con conseguente ispessimento della scia.

L'ispessimento della scia vicino alla periferia della pala è attribuito al trasferimento della distorsione. Quando il flusso distorto che si forma a causa della separazione al labbro inferiore (a) convoglia attraverso i passaggi delle pale sperimenta una forza tangenziale nel senso di rotazione delle pale. La distorsione si sposta fuori dal passaggio della pala e si propaga a valle al tip della pala (b).



(a)



(b)



**GRAZIE PER L'ATTENZIONE**