

POLITECNICO DI MILANO  
Facoltà di Ingegneria Industriale  
Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Meccanica



**INDAGINE SUGLI EFFETTI DEL  
NUMERO DI REYNOLDS NELLA  
CALIBRAZIONE ED APPLICAZIONE DI  
SONDE PNEUMATICHE DIREZIONALI**

Relatore: Prof. Ing. Vincenzo Dossena

Tesi di laurea di:  
Giovanni Emanuele Maselli Matr. 735233

Anno accademico 2009/2010



---

## Indice

---

|                                                                                               |            |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------|------------|
| <b>Sommario</b>                                                                               | <b>v</b>   |
| <b>Abstract</b>                                                                               | <b>vii</b> |
| <b>Introduzione</b>                                                                           | <b>ix</b>  |
| <b>1 Sonde pneumatiche di pressione</b>                                                       | <b>1</b>   |
| 1.1 Principi di funzionamento . . . . .                                                       | 1          |
| 1.2 Calibrazione delle sonde a 5 fori . . . . .                                               | 5          |
| 1.2.1 La matrice di taratura . . . . .                                                        | 6          |
| 1.2.2 L'algoritmo di ricostruzione del flusso . . . . .                                       | 9          |
| 1.3 Coefficienti della Nuovo Pignone . . . . .                                                | 10         |
| 1.4 Sonda cilindrica . . . . .                                                                | 11         |
| <b>2 Analisi del problema</b>                                                                 | <b>15</b>  |
| 2.1 Effetti del numero di Reynolds e del numero di Mach sulle sonde<br>di pressione . . . . . | 15         |
| 2.2 Analisi bibliografica . . . . .                                                           | 17         |
| 2.3 Ipotesi e obiettivi dell'analisi . . . . .                                                | 27         |
| <b>3 Descrizione dell'esperimento</b>                                                         | <b>29</b>  |
| 3.1 Impianto utilizzato . . . . .                                                             | 29         |
| 3.2 Progetto dell'ugello . . . . .                                                            | 30         |
| 3.3 Definizione delle prove da realizzare . . . . .                                           | 33         |
| 3.4 Caratterizzazione del flusso nell'ugello . . . . .                                        | 35         |
| 3.5 Misure di pressione: i trasduttori . . . . .                                              | 39         |
| 3.5.1 Taratura dei trasduttori . . . . .                                                      | 41         |

|          |                                                                                            |           |
|----------|--------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| 3.5.2    | Configurazione di misura . . . . .                                                         | 43        |
| 3.6      | Movimentazione della sonda . . . . .                                                       | 45        |
| 3.7      | Calcolo dell'incertezza totale della catena di misura . . . . .                            | 47        |
| <b>4</b> | <b>Prove sulla sonda "cobra"</b>                                                           | <b>49</b> |
| 4.1      | Descrizione della sonda . . . . .                                                          | 49        |
| 4.2      | Verifica strutturale . . . . .                                                             | 50        |
| 4.3      | Prove effettuate . . . . .                                                                 | 53        |
| 4.4      | Preparazione delle prove . . . . .                                                         | 55        |
| 4.4.1    | Scelta dei trasduttori adeguati e dei tempi di attesa . . . . .                            | 55        |
| 4.4.2    | Centraggio iniziale della sonda e problemi sulla ripetibilità . . . . .                    | 57        |
| 4.4.3    | Isteresi della sonda . . . . .                                                             | 58        |
| 4.5      | Analisi dei risultati . . . . .                                                            | 59        |
| 4.5.1    | Numero di Mach 0.1 . . . . .                                                               | 59        |
| 4.5.2    | Numero di Mach 0.5 . . . . .                                                               | 62        |
| 4.5.3    | Prove a numeri di Mach elevati: problemi di inflessione . . . . .                          | 63        |
| 4.6      | Analisi dei risultati attraverso le curve iso-valore . . . . .                             | 65        |
| 4.7      | Considerazioni finali per la sonda "cobra" . . . . .                                       | 67        |
| <b>5</b> | <b>Prove sulle sonde a 5 fori</b>                                                          | <b>69</b> |
| 5.1      | Descrizione delle sonde . . . . .                                                          | 69        |
| 5.2      | Verifica strutturale . . . . .                                                             | 71        |
| 5.3      | Elenco prove effettuate, scelta dei trasduttori e preparazione . . . . .                   | 73        |
| 5.4      | Sonda 5 fori, $d = 3.1$ mm: Analisi dei risultati . . . . .                                | 76        |
| 5.4.1    | Numero di Mach 0.1 . . . . .                                                               | 76        |
| 5.4.2    | Numeri di Mach 0.5, 0.7 e 0.9 . . . . .                                                    | 79        |
| 5.5      | Sonda 5 fori, $d = 3.1$ mm: analisi dei risultati attraverso le curve iso-valore . . . . . | 80        |
| 5.6      | Sonda 5 fori, $d = 2.2$ mm: analisi dei risultati . . . . .                                | 83        |
| 5.7      | Considerazioni finali per le sonde a 5 fori . . . . .                                      | 85        |
| <b>6</b> | <b>Prove sulla sonda "cobra" rinforzata</b>                                                | <b>87</b> |
| 6.1      | Descrizione della sonda . . . . .                                                          | 87        |
| 6.2      | Elenco prove effettuate e preparazione . . . . .                                           | 89        |
| 6.3      | Analisi dei Risultati . . . . .                                                            | 90        |
| 6.3.1    | Numero di Mach 0.1 . . . . .                                                               | 90        |
| 6.3.2    | Numeri di Mach 0.5, 0.7 e 0.9 . . . . .                                                    | 91        |
| 6.4      | Analisi dei risultati attraverso le curve iso-valore . . . . .                             | 93        |
| 6.5      | Considerazioni finali per la sonda "cobra" rinforzata . . . . .                            | 95        |

---

|          |                                                                  |            |
|----------|------------------------------------------------------------------|------------|
| <b>7</b> | <b>Valutazione dell'incertezza in fase di applicazione</b>       | <b>97</b>  |
| 7.1      | Stima dell'incertezza composta del sistema di misura . . . . .   | 97         |
| 7.1.1    | Analisi dei risultati . . . . .                                  | 99         |
| 7.2      | Stima dell'incertezza nella ricostruzione di un flusso incognito | 102        |
| 7.2.1    | Analisi dei risultati . . . . .                                  | 102        |
| 7.2.2    | Taratura in pressione . . . . .                                  | 107        |
| <b>8</b> | <b>Prove sulla sonda cilindrica</b>                              | <b>109</b> |
| 8.1      | Descrizione della sonda . . . . .                                | 109        |
| 8.2      | Dati storici . . . . .                                           | 110        |
| 8.3      | Elenco prove effettuate . . . . .                                | 112        |
| 8.4      | Analisi dei risultati . . . . .                                  | 112        |
|          | <b>Conclusioni</b>                                               | <b>115</b> |
|          | <b>Bibliografia</b>                                              | <b>119</b> |



---

## Sommario

---

Il presente lavoro è indirizzato allo studio dei fenomeni legati al numero di Reynolds su alcune tipologie di sonde pneumatiche direzionali di pressione, strumento ampiamente utilizzato in campo turbomacchinistico per l'analisi del flusso tridimensionale. Fenomeni quali bolle di separazione, turbolenza e vorticosità nell'intorno dell'elemento sensibile della sonda si manifestano in modo differente al variare del numero di Reynolds e di conseguenza influenzano l'accuratezza delle misurazioni. L'analisi, condotta su un ugello di misura progettato specificamente allo scopo, si è soffermata nell'individuare tali fenomeni e la loro entità, così da valutare quantitativamente l'influenza del numero di Reynolds direttamente in fase di applicazione. Si sono evidenziati, tramite i coefficienti adimensionali per la ricostruzione del flusso, alcuni fenomeni legati alla separazione della vena fluida dal bordo di attacco della sonda, particolarmente evidenti ad angoli di incidenza elevati; inoltre a bassi numeri di Reynolds si sono riscontrati cambiamenti della struttura del flusso in grado di influenzare in modo consistente l'attendibilità delle misure. I fenomeni sono apparsi mutare in modo ragguardevole al variare della dimensione, della tipologia e della conformazione dell'elemento sensibile delle differenti sonde analizzate.





---

## Abstract

---

The present work is addressed to the study of phenomena related to the Reynolds number on some types of pneumatic directional pressure probes, instrument widely used in turbomachines for three-dimensional flow analysis. Phenomena such as bubble separation, turbulence and vorticity around the probe manifest themselves in different ways to vary the Reynolds number and consequently affect the accuracy of the measurements. The analysis, conducted on a nozzle designed specifically for the purpose, has focused in identifying these phenomena and their extent, in order to evaluate quantitatively the influence of Reynolds number directly in the application phase. Have shown, through the dimensionless coefficients for the reconstruction of flow, phenomena like separation of the fluid from the leading edge of the probe, particularly evident at high angles of incidence; besides at low Reynolds numbers there have been changes in the structure of flow can consistently affect the reliability of the measures. The phenomena are so remarkable change appeared to vary the size, type and shape of the sensitive element of the different probes examined.



---

## Introduzione

---

L'analisi del flusso tridimensionale e l'identificazione dei principali parametri che lo caratterizzano ricopre un aspetto fondamentale nella ricerca in campo turbomacchinistico. Poter disporre di strumenti di misura accurati, che riescano ad identificare la direzione del flusso, le pressioni statica e totale con una sufficiente precisione è una prerogativa fondamentale per poter svolgere qualsiasi analisi.

Il presente lavoro nasce da una collaborazione tra Nuovo Pignone - OGTL e il Politecnico di Milano per valutare il comportamento di alcune sonde pneumatiche di pressione. La necessità è quella di valutare se le sonde impiegate abitualmente dalla Nuovo Pignone siano idonee all'utilizzo anche in un nuovo banco prova ad alta pressione (fino a 50 bar). Gli effetti della turbolenza e l'incremento notevole del numero di Reynolds (valutato dal diametro della testa della sonda), causati dalla pressione particolarmente elevata, non sono da ritenersi di secondaria importanza. Accanto a queste sonde, ne sono state analizzate altre, progettate ex-novo o già in uso al Politecnico di Milano.

Nella letteratura scientifica sono presenti alcune ricerche sull'argomento: il problema viene affrontato sotto diversi aspetti e in varie modalità. Le analisi si concentrano prevalentemente su sonde a 5 fori, in un campo abbastanza ristretto di numeri di Reynolds; il numero di Mach è fisso (comprimibile o incomprimibile a seconda dei casi) e il range angolare non particolarmente ampio.

Vengono evidenziati alcuni effetti concentrati a bassi numeri di Reynolds, dovuti alla nascita di bolle di separazione del flusso nell'intorno della testa della sonda in condizioni di incidenza non nulla. Risulta interessante approfondire il problema, ampliare il campo di analisi ed estendere le prove a vari numeri di Mach, con flusso comprimibile e incomprimibile.

In questa sperimentazione sono state valutati alcuni tipi di sonde: due sonde a 3 fori di tipo "cobra", di differenti dimensioni, provenienti dalla Nuovo Pignone; due sonde a 5 fori, con testa conica e fori perpendicolari progettate dal Politecnico di Milano e una sonda direzionale cilindrica a un foro.

Sono state scelte queste sonde per avere una visione generale sul problema e poter valutare obiettivamente quale utilizzare per ottenere i migliori risultati nelle diverse condizioni di lavoro.

Le sonde a 3 e a 5 fori sono state calibrate sull'angolo di yaw in un campo tra  $-35^\circ$  e  $35^\circ$  con step di  $5^\circ$ . Non sono stati effettuati movimenti sull'angolo di pitch. La sonda cilindrica è stata valutata in un campo più ampio, tra  $-110^\circ$  e  $110^\circ$ , con step angolare di  $3^\circ$ .

Il range del numero di Reynolds varia complessivamente tra  $6 \cdot 10^3$  a  $7 \cdot 10^5$  (riferito al diametro della sonda). In questo campo è noto che si possono instaurare bolle di separazione del flusso. L'analisi ha l'obiettivo di evidenziare in quali condizioni questo si verifica e come la misura della pressione e la calibrazione delle sonde è influenzata da questi fenomeni.

A tal fine, è stato realizzato un ugello studiato per garantire l'uniformità del flusso nella sezione di misura. Con un sistema di diaframmi a valle è stato possibile realizzare alcuni numeri di Mach definiti a priori. Mantenendo il numero di Mach costante e pressurizzando a monte (fino alla pressione totale di 15 bar) si sono ottenuti i numeri di Reynolds desiderati.

Il sistema di misura utilizzato è composto da un set di 8 trasduttori differenziali e 5 assoluti: i canali sono stati dedicati alla misura della pressione totale, della pressione statica e ai segnali provenienti dalla sonda. Inoltre le prove sono state ripetute più volte, per verificare l'attendibilità dei dati e ad ogni prova si è scelta la combinazione migliore dei trasduttori per minimizzare l'incertezza.

Per analizzare i risultati si sono calcolati due set di coefficienti adimensionali in grado di descrivere le grandezze identificative del flusso e attraverso i quali è possibile ricostruire un campo di moto incognito. Sono stati definiti convenzionalmente secondo le definizioni abitualmente in uso al Politecnico di Milano e alla Nuovo Pignone.

Quindi si è proceduto alla valutazione dell'attendibilità dei risultati attraverso l'analisi dell'incertezza composta che tenesse conto di tutti i contributi portati dal sistema di misura.

Infine è stato implementato l'algoritmo di ricostruzione del flusso e si sono utilizzati gli stessi dati per valutare numericamente l'effetto del numero di Reynolds sulle misure della pressione e della direzione del flusso.

Grazie all'ampio lavoro svolto è stato possibile confermare alcuni effetti già noti e indagare i fenomeni meno approfonditi in bibliografia: la maggiore influenza è stata evidenziata soprattutto a valori bassi del numero di Reynolds e, a seconda dei fenomeni, ad angoli di incidenza più o meno elevati. Oltre un determinato livello del numero di Reynolds si è cercato di ricavare una condizione di autosimilarità in cui i valori dei coefficienti restassero immutati.

### 1.1 Principi di funzionamento

Esistono varie tecniche per indagare il campo di moto di un fluido all'interno di una turbomacchina, ma si possono facilmente distinguere due grandi famiglie: le tecniche intrusive e le tecniche non intrusive.

Le sonde pneumatiche direzionali di pressione, oggetto del presente lavoro, sono strumenti che operano con tecniche intrusive per la misura di flussi di differenti tipi di fluido. Nel presente contesto si prenderà in esame solo flussi di aria.

Le sonde, pur avendo l'innegabile effetto di condizionare il fenomeno da misurare, consentono indagini molto accurate e permettono di caratterizzare fisicamente il campo di moto perchè ne valutano direttamente le grandezze fisiche (pressione, direzione del flusso e velocità), utili a valutare le prestazioni delle macchine a fluido. Inoltre il condizionamento risulta essere minimo, in quanto solitamente sono strumenti di piccole dimensioni, nell'ordine di qualche millimetro di diametro.

Un qualsiasi flusso in movimento è caratterizzato dalle seguenti grandezze identificative:

- La pressione statica  $P_s$ ;
- La pressione totale  $P_t$ , ovvero la pressione del flusso valutata dopo un arresto isoentropico.
- La direzione del flusso, lungo le tre dimensioni.

L'obiettivo è andare a stimare con la massima accuratezza possibile queste grandezze.

Le sonde pneumatiche di pressione sono costituite principalmente dallo *stelo* e dalla *testina*: lo *stelo* dà rigidità alla sonda, sorregge la testina e contiene i piccoli tubi dove scorre il segnale pneumatico di pressione proveniente dalle prese; la *testina* è l'elemento sensibile, ovvero la parte esposta al flusso da misurare, dove sono presenti le prese di pressione. Attorno alla *testina* la pressione assume un determinato andamento dipendente dalle condizioni del flusso e da come lo stesso flusso si distribuisce nell'intorno della sonda.

Le prese sono semplicemente dei fori connessi tramite tubicini allo strumento di misura, tipicamente il trasduttore di pressione il quale identifica, in modo discreto, l'andamento della pressione sulla testina, solo dove sono le prese.

Tramite l'operazione di calibrazione, o taratura, si definisce la relazione che intercorre tra la distribuzione di pressione sulla sonda e le grandezze identificative del flusso. Durante l'utilizzo, tramite l'operazione inversa, ovvero l'*algoritmo di risoluzione del flusso*, è possibile ricavarne le caratteristiche conoscendo la distribuzione della pressione sulle prese della sonda.

Esistono vari tipi di sonde di pressione, con diverso numero di prese, a seconda dell'utilizzo a cui sono destinate. Le sonde a 5 fori hanno sulla testina 5 prese di pressione che permettono di stabilire univocamente la direzione del flusso lungo le 3 dimensioni.

Le prese sono convenzionalmente denimate:

$$P_{centr}, P_{left}, P_{right}, P_{up}, P_{down}$$

Nella figura 1.1 è rappresentata schematicamente la testina di una sonda di questo tipo, nella quale si identifica chiaramente la disposizione dei fori e il sistema di riferimento secondo il quale si riconoscono le due direzioni del flusso.

Le prese  $P_{left}$  e  $P_{right}$  sono disposte lungo l'asse  $\beta$  dello yaw, mentre le prese  $P_{up}$  e  $P_{down}$  lungo l'asse  $\alpha$  del pitch. Le pressioni sui fori, al variare della rotazione dell'elemento sensibile lungo questi assi, permette di definire le componenti di velocità secondo le due direzioni  $\alpha$  e  $\beta$ . La  $P_{centr}$ , per la sua disposizione frontale lungo l'asse della testina, viene utilizzata per identificare la pressione totale  $P_t$  del flusso: infatti ad angoli di incidenza nulli la presa centrale corrisponde a un tubo di pitot sul quale avviene un arresto isoentropico.

La distribuzione di pressione che si instaura sull'intorno della sonda dipende dalla forma e dalla dimensione della testina, dalla conformazione dei fori della stessa e dall'angolo di conicità della superficie laterale.

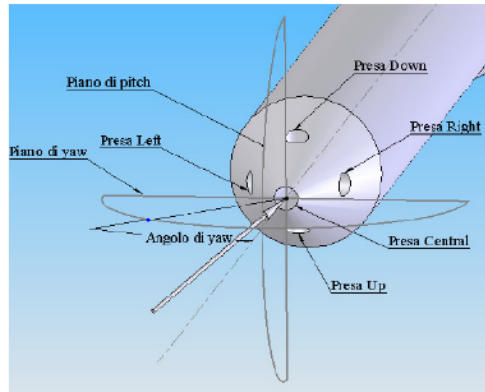


Figura 1.1: Sistema di riferimento sonda: angoli di yaw e di pitch

In figura 1.2 sono rappresentati alcuni tipi di sonde a 5 fori.

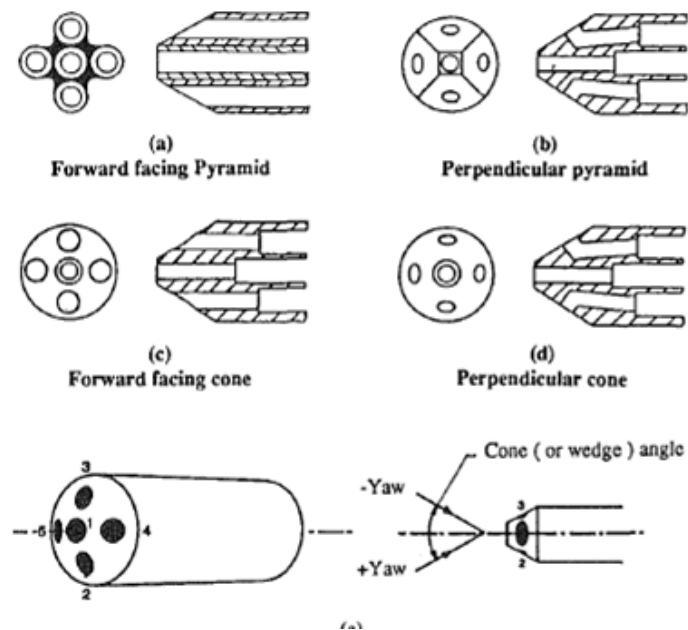


Figura 1.2: Tipologie di sonde a 5 fori

Come si osserva, la superficie laterale su cui sono disposte le prese può essere piramidale o conica, con angoli di conicità variabili compresi tra poche decine di gradi a oltre 90. I fori possono essere perpendicolari alla superficie laterale oppure rivolti in avanti (*forward facing*).

Da queste caratteristiche dipende la distribuzione di pressione sulla superficie della testina e il comportamento delle sonde al variare delle condizioni del flusso.

Poichè la testina influenza il flusso nel quale è immersa, risulta importante che questa sia di dimensioni contenute per ridurre al minimo tale influenza sul campo di moto. Inoltre spesso capita, nelle misure fluidodinamiche, di dover valutare piccoli gradienti di pressione e di velocità: minore è la dimensione della testina della sonda, maggiore è l'accuratezza con cui si possono effettuare tali misure.

Al contrario, ad elevati carichi aerodinamici, più la sonda è piccola, maggiore è il rischio di rotture o inflessioni che possono compromettere la bontà delle misure effettuate. Inoltre con sonde dalle dimensioni contenute gli effetti del numero di Reynolds sono più consistenti, come la presente analisi andrà a dimostrare (per la definizione e il significato del numero di Reynolds si rimanda al paragrafo 2.1). Nella foto 1.3 sono rappresentati degli esempi di sonde a 5 fori e a 3 fori di tipo “cobra”, mentre in 1.4 si vede il disegno un campione di sonda a 5 fori utilizzata all'interno del Laboratorio.

Le sonde a 3 fori misurano la distribuzione di pressione sull'elemento sensibile attraverso 3 sole prese:

$$P_{centr}, P_{left}, P_{right}$$

Vengono utilizzate, analogamente alle sonde a 5 fori, per definire pressione statica e totale, ma identificano la componente di velocità solo sull'asse dello yaw. Per tale ragione ne è precluso l'utilizzo in campi di moto tridimensionali in cui è presente una componente di velocità sull'asse del pitch.



Figura 1.3: Esempi di sonde a 5 fori e a 3 fori di tipo “cobra”



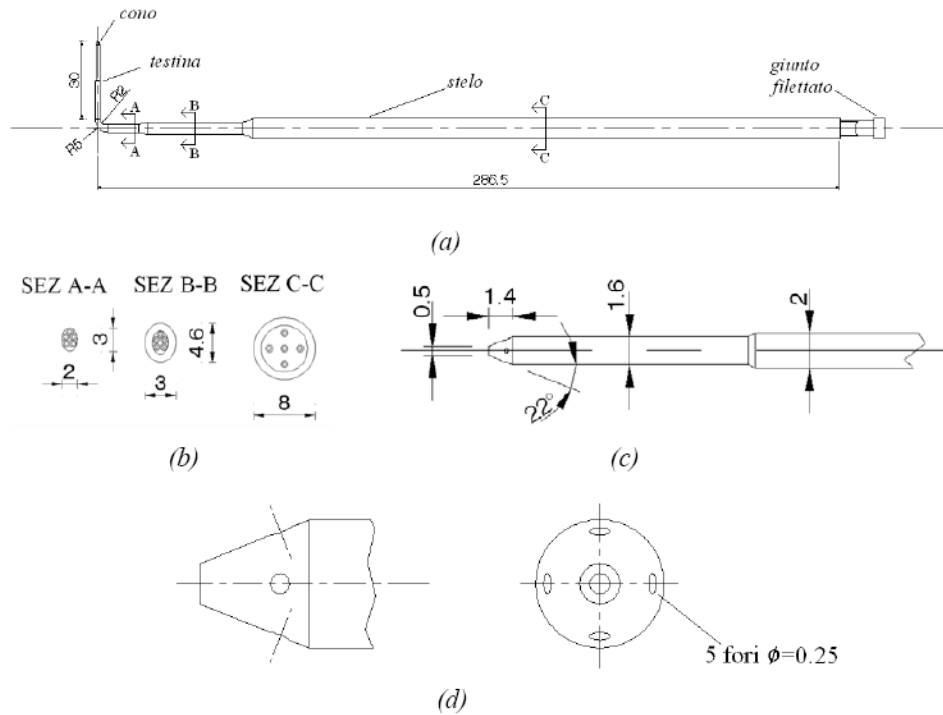


Figura 1.4: Disegno di una sonda a 5 fori: (a) vista complessiva, (b) particolare della sezione dello stelo, (c) particolare della testina, (d) dettaglio della superficie conica.

## 1.2 Calibrazione delle sonde a 5 fori

Di seguito è descritta l'operazione di calibrazione, o taratura, per una sonda a 5 fori. Per le sonde a 3 fori il procedimento è analogo, con l'unica differenza che non si valuterà la direzione del flusso sul piano del pitch.

Obiettivo della taratura è individuare il legame che intercorre tra i parametri di un flusso stazionario noto e le pressioni misurate dalla sonda:

$$[P_t, P_s, (Mach), \alpha, \beta] \rightarrow [P_{centr}, P_{left}, P_{right}, P_{up}, P_{down}] \quad (1.1)$$

Il numero di Mach non è un parametro indipendente in quanto è legato direttamente alla differenza tra pressione statica e pressione totale (quota cinetica del flusso) e alle caratteristiche del fluido. È così definito (per considerazioni più approfondite sul numero di Mach si rimanda al paragrafo 2.1):

$$M = \frac{V}{\sqrt{\gamma RT}} \quad (1.2)$$

La relazione 1.1 definita nel campo di taratura è espressa dalla *matrice di taratura* la cui costruzione coinvolge tutte le grandezze del flusso e le pressioni sulla sonda.

Una volta definito questo legame è intuibile come sia possibile effettuare l'operazione inversa rispetto alla sua costruzione; risalire, cioè, partendo dalle pressioni misurate dalla sonda immersa in un flusso incognito, alle grandezze che caratterizzano il flusso. Quest'operazione inversa è realizzata da una procedura iterativa, chiamata *algoritmo di ricostruzione del flusso*.

Se lo scopo è quello di indagare un campo di moto di cui non si conoscono le caratteristiche, è bene che il campo di taratura sia il più ampio possibile: i limiti possono essere imposti dalla risoluzione angolare della sonda, dai fondo scala dei trasduttori o dall'insorgere di fenomeni di separazione del flusso a valori degli angoli di yaw e di pitch troppo elevati.

Un esempio di campo di taratura può essere:

- $-24^\circ \leq \text{yaw} \leq 24^\circ$        $\text{passo angolare} = 2^\circ$
- $-24^\circ \leq \text{pitch} \leq 24^\circ$        $\text{passo angolare} = 2^\circ$
- $0.3 \leq M \leq 0.9$        $\text{passo} = 0.1$

Nella presente analisi il campo di taratura verrà definito in seguito, compatibilmente con i limiti dell'impianto e degli strumenti a disposizione.

### 1.2.1 La matrice di taratura

Costruire la matrice di taratura significa fissare tra quali parametri di flusso e della sonda debba essere stabilita una corrispondenza.

Un flusso comprimibile isoenergetico è caratterizzato dalla sua direzione (yaw, pitch), dal numero di Mach e da una pressione  $P_T$  o  $P_s$ : note infatti le caratteristiche del fluido, è definito il legame tra numero di Mach e  $P_T/P_s$ .

È possibile definire il flusso, in termini adimensionali, a partire dalla sua direzione, dal numero di Mach e dalle caratteristiche del fluido. Descrivere il moto attraverso parametri adimensionali è molto utile: essi sono indipendenti dai valori assoluti delle grandezze del flusso e permettono di confrontare campi di moto molto diversi, ad esempio con differente  $P_T$  o  $P_s$ , ma con uguale direzione e rapporto  $P_T/P_s$ .

In taratura sarà quindi necessario stabilire dei parametri adimensionali con le seguenti caratteristiche:

- siano funzione solo delle grandezze adimensionali (yaw, pitch, M) del flusso;

- siano legati a  $P_T$  e  $P_s$  del flusso in modo che il campo di moto possa essere ricostruito in termini dimensionali;
- varino, almeno localmente, in modo monotono con le grandezze che si intende ricostruire, affinché non si abbiano soluzioni multiple (se possibile);
- ognuno di essi sia funzione essenzialmente di una delle grandezze da ricostruire, in modo che il metodo converga rapidamente (al limite se ogni parametro sonda dipendesse da un solo parametro del flusso si avrebbero relazioni disaccoppiate).

I parametri adimensionali della sonda sono funzioni di yaw, pitch, numero di Mach e numero di Reynolds. È prassi comune non considerare la dipendenza dal numero di Reynolds che viene erroneamente ritenuto non influente.

Nella presente analisi si valuteranno gli effetti del numero di Reynolds sulla matrice di taratura.

Poiché l'obiettivo è ricostruire le grandezze identificative del flusso: yaw, pitch,  $P_T$  e  $P_s$ , è utile definire:

- un parametro legato alle variazioni delle prese laterali *left* e *right* sensibile alle rotazioni dell'angolo di yaw.
- un parametro legato alla variazione delle prese laterali *up* e *down* sensibile alle rotazioni dell'angolo di pitch.
- un parametro legato alla variazione della presa centrale *centr*, che, come è noto, è la presa che più si avvicina alla misura della pressione totale.
- un parametro legato a  $P_s$  e  $P_{AV}$  (media delle prese di pressione laterali della sonda). Questo permette di stimare la pressione statica in fase di risoluzione del flusso.

La grandezza, rappresentativa del flusso, con la quale adimensionalizzare tali parametri è la quota cinetica:

$$q = P_t - P_s$$

Si possono, quindi, definire 4 coefficienti adimensionali che legano le grandezze del flusso noto a quelle della sonda:

$$K_{pt} = \frac{P_t - P_{centr}}{P_t - P_s} \quad (1.3)$$

$$K_{ps} = \frac{P_s - (P_{AV})/2}{P_t - P_s} \quad (1.4)$$

$$K_{yaw} = \frac{P_{left} - P_{right}}{P_t - P_s} \quad (1.5)$$

$$K_{pitch} = \frac{P_{up} - P_{down}}{P_t - P_s} \quad (1.6)$$

Ciascun coefficiente dipende essenzialmente da ognuna delle grandezze che si intendono ricostruire:  $P_t$ ,  $P_s$ , yaw e pitch.

Questa definizione è stata scelta dal Laboratorio di Fluidodinamica delle Macchine del Politecnico di Milano per le sue ottime capacità di rappresentazione del flusso, tuttavia sono possibili altri set di coefficienti adimensionali altrettanto validi (quali ad esempio quelli in uso alla Nuovo Pignone, descritti nel paragrafo 1.3).

La matrice di taratura stabilisce dunque una corrispondenza tra un vettore del flusso definito sul campo di taratura ed un vettore dei coefficienti di taratura:

$$\begin{bmatrix} yaw \\ pitch \\ M \end{bmatrix} \rightarrow \begin{bmatrix} K_{yaw}(yaw, pitch, M) \\ K_{pitch}(yaw, pitch, M) \\ K_{pt}(yaw, pitch, M) \\ K_{ps}(yaw, pitch, M) \end{bmatrix}$$

L'insieme delle 7 pressioni acquisite ( $P_t, P_s, P_{centr}, P_{left}, P_{right}, P_{up}, P_{down}$ ) per ogni punto di taratura permette di calcolare tutti i coefficienti.

Una rappresentazione grafica può rendere più comprensibili le caratteristiche della matrice di taratura di una sonda a 5 fori: in uno spazio ( $K_{yaw}$ ,  $K_{pitch}$ , Mach) la matrice di taratura assume l'aspetto di una serie di superfici di taratura parametriche in Mach, ognuna delle quali è a sua volta parametrica in yaw e in pitch (la figura 1.5 ne mostra tre).

I nodi di ogni superficie costituiscono i punti di taratura ed ogni superficie è ottenuta a pari numero di Mach, fissato all'inizio della singola prova.

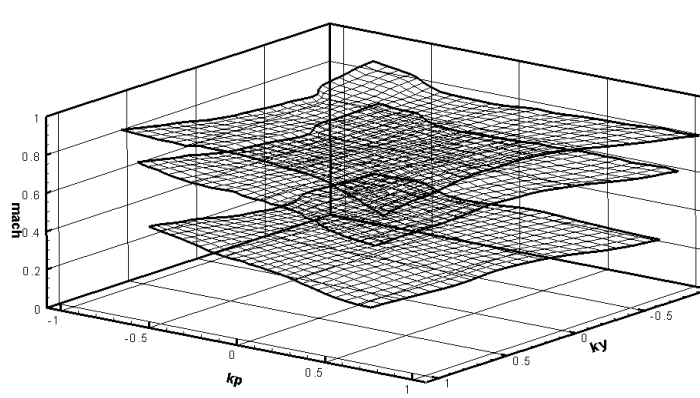


Figura 1.5: Superfici di taratura per una sonda a 5 fori

Il sistema di taratura non fornisce una  $P_t$  sempre costante ed inoltre lo spostamento della sonda (variazione della direzione relativa flusso-sonda) tra diversi punti di taratura comporta un diverso ingombro sull'ugello e dunque, a pari pressione statica, un diverso numero di Mach. Pur essendo queste variazioni molto contenute, i punti di taratura su una stessa superficie non hanno lo stesso numero di Mach, di conseguenza le superfici non sono piane.

È possibile proiettare queste superfici a numeri di Mach costanti (figura 1.6) in cui si può osservare chiaramente la dipendenza della matrice di taratura dai due angoli di pitch e di yaw e dal numero di Mach.

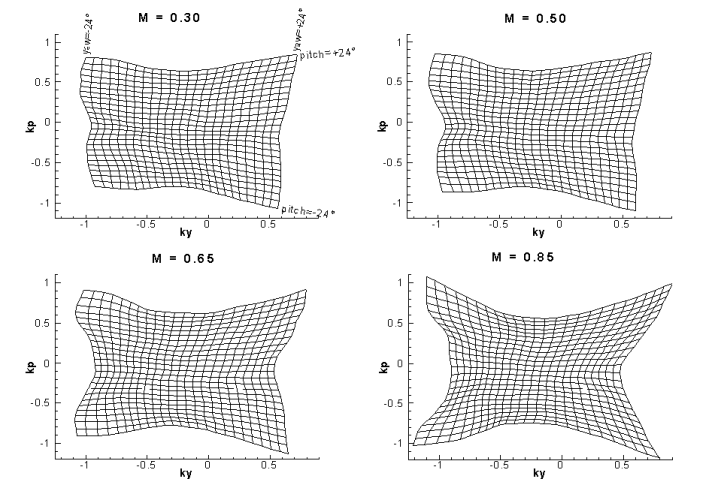


Figura 1.6: Proiezioni della superfici di taratura a numeri di Mach costanti per una sonda a 5 fori

### 1.2.2 L'algoritmo di ricostruzione del flusso

Partendo dai coefficienti appena definiti e dalle pressioni misurate dalle prese della sonda è possibile ricostruire le caratteristiche del flusso incognito.

$$\begin{bmatrix} K_{yaw}(yaw, pitch, M) \\ K_{pitch}(yaw, pitch, M) \\ K_{pt}(yaw, pitch, M) \\ K_{ps}(yaw, pitch, M) \end{bmatrix} \rightarrow \begin{bmatrix} yaw \\ pitch \\ P_t \\ P_s \end{bmatrix}$$

Di seguito viene descritto il metodo iterativo attraverso cui si giunge a convergenza:

1. Sono note le grandezze provenienti dalla sonda :  $P_{centr}, P_{left}, P_{right}, P_{up}, P_{down}$ .  
Si ipotizzano una pressione statica e una pressione totale di primo ten-

tativo:

$$P_t^I = P_{centr}$$

$$P_s^I = \frac{P_{left} + P_{right} + P_{up} + P_{down}}{4}$$

quindi si procede alla valutazione di:

$$M^I = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left( \left( \frac{P_t^I}{P_s^I} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)}$$

$$K_{yaw}^I = \frac{P_{left} - P_{right}}{P_t^I - P_s^I}$$

$$K_{pitch}^I = \frac{P_{up} - P_{down}}{P_t^I - P_s^I}$$

2. Si entra nella matrice di taratura individuando il punto  $P^I(K_{yaw}^I, K_{pitch}^I, M^I)$ . Nello spazio  $(K_{yaw}, K_{pitch}, M)$  è possibile che non esista il punto corrispondente. Si procederà dunque ad una interpolazione lineare ottenendo la direzione del flusso di primo tentativo data da  $yaw^I$  e  $pitch^I$ .
3. Dai valori dei due angoli si ricavano, ancora una volta interpolando i dati, i valori di  $K_{pt}^I$  e di  $K_{ps}^I$ .
4. Dalla definizione dei due coefficienti le uniche due incognite risultano essere  $P_t$  e  $P_s$ . Si risolve il sistema lineare di due equazioni in due incognite ottenendo  $P_t^{I+1}$  e  $P_s^{I+1}$ .
5. Si itera il procedimento fino a convergenza su  $M, P_t, P_s, yaw$  e  $pitch$ ; imponendo una condizione, ad esempio sul Mach:  $|M^{i+1} - M^i| < \text{tolleranza stabilita}$

### 1.3 Coefficienti della Nuovo Pignone

La Nuovo Pignone - OGTL utilizza per l'identificazione del campo di moto un altro set di coefficienti adimensionali, ricavati con l'intento di semplificare l'algoritmo di risoluzione del flusso, descrivendone comunque le caratteristiche in modo sufficientemente adeguato. Sono così definiti:

$$C_{yaw} = \frac{P_{right} - P_{left}}{P_{centr} - (P_{left} + P_{right})/2} \quad (1.7)$$

$$C_{pt} = \frac{P_{centr} - P_t}{P_{centr} - (P_{left} + P_{right})/2} \quad (1.8)$$

$$C_{ps} = \frac{P_{centr} - (P_{left} + P_{right})/2}{P_t - P_s} \quad (1.9)$$

Non è presente il coefficiente di pitch in quanto in azienda vengono utilizzate solo sonde “cobra” a 3 fori.

Il grande vantaggio di questa definizione è che al denominatore, sia per il coefficiente di yaw che per quello di pressione totale, è presente la grandezza  $P_{centr} - (P_{left} + P_{right})/2$ , ovvero la differenza tra la presa centrale della sonda e la media delle due prese laterali. Questo rende immediato il calcolo della direzione del flusso e della pressione totale, in quanto in fase di risoluzione del flusso, all’interno delle formule dei coefficienti è presente in ciascuno una sola incognita. Il procedimento è il seguente:

- L’angolo del flusso si ricava direttamente dal coefficiente di yaw ( $C_{yaw}$ )
- Noto l’angolo, dalla definizione del coefficiente ( $C_{pt}$ ), si ottiene il valore della  $P_t$
- Nota la pressione totale e l’angolo di yaw si ricava la pressione statica  $P_s$  dalla definizione del ( $C_{ps}$ )

Si osserva come il procedimento non preveda alcuna iterazione.

Lo svantaggio di questo sistema è che per ( $C_{yaw}$ ) e per il ( $C_{pt}$ ) al denominatore è presente una grandezza che, nel campo di taratura, non è sempre adatta ad adimensionalizzare il coefficiente, non ha alcun significato fisico e a certi valori dell’angolo di yaw tende ad annullarsi facendo crescere il coefficiente in modo smisurato.

Inoltre non essendoci un significato fisico per tale grandezza, nella valutazione dei possibili errori non si ha un riscontro diretto quantitativo ma è necessario risolvere il flusso per poter fare adeguate valutazioni.

Nell’analisi verranno calcolati entrambi i set di coefficienti per valutarne caso per caso vantaggi e svantaggi e quale set sia più opportuno utilizzare.

## 1.4 Sonda cilindrica

Un altro tipo di sonda analizzata nel presente lavoro è la sonda pneumatica direzionale di tipo cilindrico. In questa sonda la presa di pressione è unica ed è posta sulla superficie di un cilindro in ottone (testina) ed ha asse diretto

radialmente; la testina è vincolata ad uno stelo in acciaio, pure cilindrico; asse stelo ed asse testina coincidono e costituiscono l'asse sonda.

Per questa sonda le definizioni degli angoli di yaw e pitch, sono le stesse impiegate per la sonda a cinque fori se si assume che l'unica presa sia coincidente con la presa centrale della 5 fori: il piano di pitch contiene asse stelo ed asse presa, il piano di yaw è normale all'asse stelo e passante per l'asse presa; le dimensioni contenute della sonda (pochi mm di diametro e nessuno sbraccio) permettono di approssimare l'asse yaw a quello della sonda; l'asse pitch è invece normale ad asse yaw ed asse presa.

La distribuzione di pressioni sulla superficie cilindrica rende la sonda sensibile alle variazioni di yaw in un campo molto ampio (campo non separato  $\pm 68^\circ$  circa) e molto poco sensibile alle variazioni di pitch: a pari yaw si ottengono sul cilindro distribuzioni di pressione sostanzialmente invariate per pitch compresi tra  $\pm 10^\circ$ .

Tale sonda può essere utilizzata virtualmente come una sonda multiforo, assumendo i coefficienti definiti per la sonda a 5 fori (escluso il  $K_{pitch}$ ).

Non conoscendo la direzione del flusso si effettuano 8 acquisizioni sfasate di  $45^\circ$  l'una dall'altra, al fine di identificare da quale settore proviene il flusso.

Quindi viene effettuata la calibrazione vera e propria, centrata ad angoli di yaw di  $0^\circ$  e  $\pm 45^\circ$  nella direzione dalla quale si ipotizza provenire il flusso, con  $\Delta yaw$  pari a  $\pm 22.5^\circ$ .

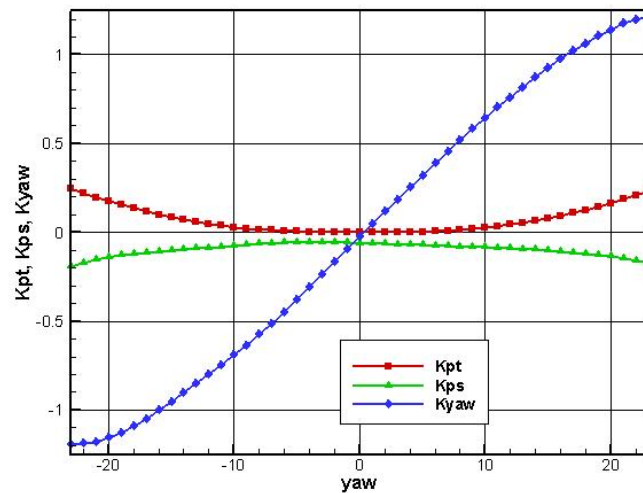


Figura 1.7: Grafici dei coefficienti  $K_{pt}$ ,  $K_{yaw}$  e  $K_{ps}$  per una sonda cilindrica.

A questo punto, utilizzando le misure di pressione acquisite dall'unica presa ai valori dell'angolo di yaw corrispondente, si definiscono:

$$P_{centr} = P_{probe}(\alpha)$$



$$P_{left} = P_{probe}(\alpha + 45^\circ)$$

$$P_{right} = P_{probe}(\alpha - 45^\circ)$$

Con questi dati e le caratteristiche del flusso di riferimento si giunge ad una matrice di taratura dello stesso tipo di quella di una normale sonda a 3 fori, alla quale si può applicare l'algoritmo di risoluzione del flusso risalendo alle caratteristiche dello stesso. In figura 1.7 sono riportati un esempio dei coefficienti per una sonda di questo tipo.



## 2.1 Effetti del numero di Reynolds e del numero di Mach sulle sonde di pressione

Il numero di Reynolds di un flusso è un numero adimensionale che misura il rapporto tra le forze d'inerzia e le forze viscosi. Valori bassi (fino a circa  $2 * 10^3$ ) indicano un moto laminare, in cui prevalgono gli effetti viscosi. Valori più elevati (oltre  $10^4$ ) denotano un flusso turbolento, vorticoso, in cui lo strato limite è più sottile. Tra questi valori c'è una zona, detta di transizione, in cui il flusso ha un comportamento intermedio, con caratteristiche di entrambi i regimi di moto.

Nell'intorno delle sonde è importante definire il numero di Reynolds locale  $Re_p$  (riferito alla sonda "Probe"):

$$Re_p = \frac{\rho VL}{\mu} \quad (2.1)$$

dove  $\rho$  è la densità,  $V$  la velocità del flusso,  $\mu$  la viscosità dinamica e  $L$  una lunghezza di riferimento: in questo caso, poichè ci riferiamo alle sonde assumeremo  $L$  pari al diametro della sonda.

I valori tipici del numero di Reynolds locale in queste analisi sono proprio nell'intorno della zona di transizione, tra  $10^3$  e  $10^5$ . Pertanto è prevedibile che, nell'intorno della sonda, al variare del numero di Reynolds, insorgano dei fenomeni legati alla turbolenza che modificano la distribuzione di pressione sull'elemento sensibile. Possono nascere bolle di separazione a diversi angoli di incidenza o flussi che inaspettatamente rimangono aderenti al profilo della

testina. È evidente che, in zona di flusso separato, rotazioni dell'angolo di incidenza non influenzano il profilo di pressione, letto in modo discreto attraverso le prese della sonda, che di conseguenza rimane costante al variare della rotazione della sonda. Inoltre sono presenti altri fenomeni del flusso legati agli effetti numero di Reynolds, sempre legati alla turbolenza e alla creazione di vorticità sulla testina della sonda, che inevitabilmente modificano la distribuzione della pressione sulla stessa.

È importante, nel presente lavoro, che per ogni fenomeno riscontrato, sia quando è chiaro e definito, sia quando risulta complesso darne spiegazioni, se ne accertino la presenza e la veridicità.

Il numero di Mach, invece, è il rapporto tra la velocità del flusso e la celerità del suono  $c$ .

$$c = \sqrt{\gamma RT} \quad (2.2)$$

$$Ma = \frac{V}{c} \quad (2.3)$$

dove  $R$  è la costante del gas, in questo caso l'aria e  $\gamma$  il rapporto tra i calori specifici  $c_p/c_v$ . È un indicatore di quanto la comprimibilità influenza il comportamento del flusso. Fino a numeri di Mach pari a 0.3 il flusso è considerato incomprimibile, la variazione di densità è minima e quindi l'influenza del numero di Mach è limitata.

L'effetto del numero di Mach sulla calibrazione delle sonde pneumatiche direzionali è noto. Le operazioni di taratura sono condotte normalmente tenendo conto di questa relazione ed effettuando varie tarature a diversi numeri di Mach.

In figura 2.1 sono riportati i coefficienti adimensionali di calibrazione  $K_{pt}$  e  $K_{ps}$  per angoli di incidenza nulli a vari numeri di Mach.

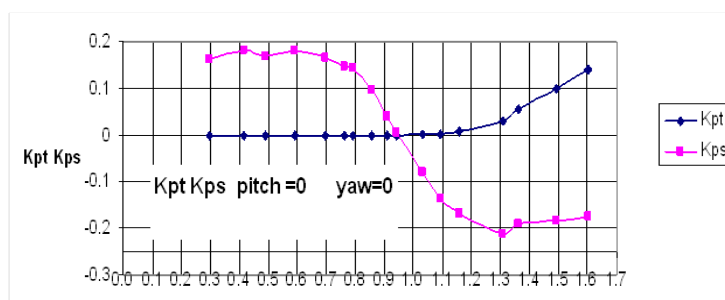


Figura 2.1: Coefficiente di pressione totale e statica al variare del numero di Mach

In tutte le analisi bisognerà porre particolare attenzione a distinguere i possibili effetti di questi due numeri adimensionali: sarebbe opportuno, quando possibile, far variare un solo parametro per volta.

## 2.2 Analisi bibliografica

Nella letteratura scientifica sono presenti alcuni studi che affrontano il problema dell'influenza del numero di Reynolds sulle sonde pneumatiche di pressione.

Le informazioni non sono molto numerose e spesso analizzano il problema sotto ipotesi molto restrittive che rendono le analisi di validità poco generali.

Una prima analisi, condotta da Novak [12], si è concentrata su due tipi di sonde di pressione: una sonda a 5 fori, conica con i fori rivolti in avanti (*forward facing*), e una sonda per la misura combinata di pressione (statica e totale). L'analisi è stata eseguita a velocità molto basse, fino a numero di Mach pari a 0.2, per limitare gli effetti della comprimibilità. L'angolo di yaw non è stato mutato e i dati esaminati sono tutti a incidenza nulla. Il numero di Reynolds è stato fatto variare tra  $2 * 10^3$  e  $2 * 10^4$  pressurizzando a monte e aumentando di conseguenza anche il numero di Mach, ma sempre in regime incomprimibile.

I risultati sono stati analizzati calcolando il coefficiente di pressione totale-statica  $K_3$ :

$$K_3 = \frac{P_t - P_s}{P_{centr} - P_{left}} \quad (2.4)$$

Si è osservato, per la sonda a 5 fori, che l'influenza del numero di Reynolds ad angolo di yaw nullo è moderata. Per valori molto bassi del  $Re$  (quindi a pressioni e numeri di Mach molto contenuti), intorno a  $2 * 10^3$ , è presente una notevole dispersione del coefficiente, dovuta alla crescente importanza dei disturbi e delle disuniformità in galleria del vento a basse velocità.

In figura 2.2 si riporta quanto detto: l'andamento del coefficiente di pressione totale-statica  $K_3$  al variare del numero di Reynolds (e del numero di Mach), raggiunge il minimo valore per  $Re$  pari a  $2 * 10^4$  mentre per numeri di Reynolds minori cresce leggermente. La dispersione totale in questo range è il 5 % della quota cinetica. Oltre  $2 * 10^4$  il coefficiente sale notevolmente, ma non siamo più in una zona di autosimilitudine rispetto al numero di Mach, dunque i dati non possono più essere confrontati.

L'analisi di Novak prosegue con l'altra sonda che ai fini del presente lavoro risulta di poco interesse.

La sperimentazione ha il grosso limite di essere stata eseguita unicamente in condizioni di incidenza nulla ed è stato valutato solo un coefficiente di pressione totale-statica.

È significativo, però, che si sia rilevato un andamento nel coefficiente  $K_3$  di pressione totale-statica, sinonimo di un effetto del numero di Reynolds sulle prese di pressione della sonda. In questo caso il fenomeno è piuttosto lieve e di

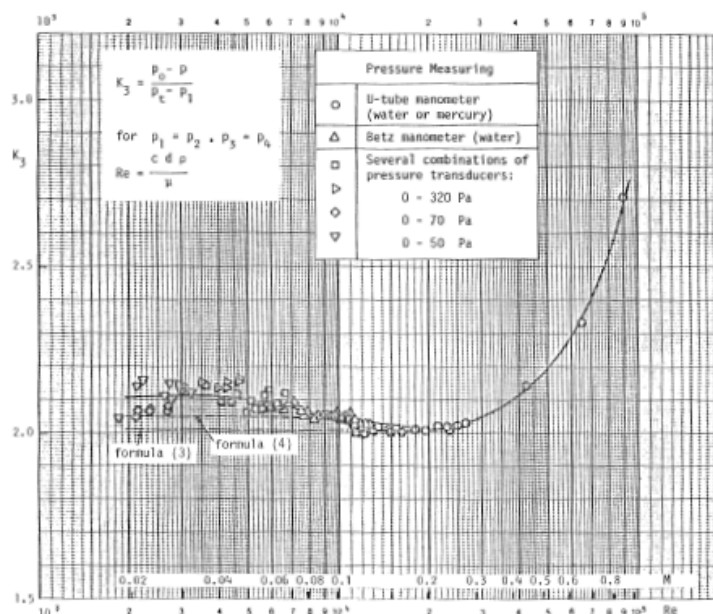


Figura 2.2: [12]: Coefficiente di pressione totale-statica al variare del numero di Reynolds

difficile identificazione: inoltre a pressioni molto basse la notevole dispersione non permette di effettuare considerazioni di rilievo.

Un altro studio è stato condotto da Dominy e Hodson, riportato in [7]: sono stati studiati gli effetti del numero di Reynolds, del numero di Mach e della turbolenza sulla calibrazione di vari tipi di sonde pneumatiche di pressione a 5 fori per numeri di Reynolds compresi tra  $7 \cdot 10^3$  e  $8 \cdot 10^4$ . Nella loro analisi hanno calibrato le sonde tra  $-20^\circ$  e  $20^\circ$  sull'angolo di yaw, senza considerare il pitch. Hanno esaminato diversi tipi di sonde: con la testa a forma piramidale e conica, con i fori perpendicolari alla superficie e rivolti in avanti (*forward facing*) e con conicità della testa differenti ( $90^\circ$ ,  $60^\circ$  e  $45^\circ$ ).

Le prove sono state condotte a numero di Mach pari a 0.9 su un ugello di taratura in un impianto a circuito chiuso in cui i numeri di Reynolds e di Mach possono essere variati indipendentemente a temperatura costante.

Sono stati riscontrati vari effetti, assai evidenti nelle sonde con i fori in asse (*forward facing*) e meno evidenti in quelle con fori perpendicolari alla superficie conica della testa. Questo perchè le separazioni della vena fluida che nascono dal bordo di attacco (quello del foro centrale) sono molto più marcate se i fori sono in asse mentre se i fori sono perpendicolari, il flusso tende ad aderire di più e i coefficienti subiscono minori variazioni.

I principali effetti riscontrati sono:

- Nascita di una bolla di separazione dal bordo di attacco della sonda (dal

foro centrale) a incidenza non nulla per  $Re < 15 \div 35 * 10^3$  (a seconda del tipo di sonda, della conicità della testina e dei fori).

- Cambiamenti nella struttura del flusso per angoli di yaw nulli o molto bassi, su tutto il campo testato del numero di Reynolds, causati dalla turbolenza del flusso che produce distacchi incontrollati di vortici dai bordi della sonda, particolarmente evidenti sul coefficiente di pressione statica.

Entrambi gli effetti tendono ad aumentare di intensità col decrescere del numero di Reynolds. Per comprendere meglio questi fenomeni nelle figure seguenti sono riportati da un lato i contorni iso-livello dei vari coefficienti al variare del numero di Reynolds e dell'angolo di yaw, dall'altro direttamente il coefficiente al variare dello yaw per alcuni valori del numero di Reynolds.

In figura 2.3 viene presa in esame una sonda conica con i fori in asse (forward facing). Il coefficiente calcolato  $K_{left}$  sta ad indicare la sensibilità sullo yaw della presa left:

$$K_{left} = \frac{P_{left} - P_t}{P_t - P_s} \quad (2.5)$$

Gli effetti rilevati, come già espresso, sono due: ad angoli di yaw negativi (dove la presa  $P_{left}$  della sonda è molto inclinata) la pressione sulla presa diminuisce al decrescere del numero di Reynolds: più il numero di Reynolds è basso, più il flusso tende a separarsi dal bordo della sonda. Questo causa lo sfarfallamento sul coefficiente in figura 2.4 (b). Il secondo effetto è evidente ad angoli di yaw compresi tra  $0^\circ$  e  $4^\circ$ : il coefficiente a  $Re > 50 * 10^3$  ha una fase costante mentre ad angoli di yaw minori registra una sensibilità molto maggiore. A bassi  $Re$  questa asimmetria non si verifica. Questi fenomeni ovviamente si riscontrano su entrambe le prese sull'asse dello yaw (left e right).

Il coefficiente di yaw è definito come:

$$K_{yaw} = \frac{P_{left} - P_{right}}{P_{centr} - P_{AV}} \quad (2.6)$$

Dove  $P_{AV}$  è la media delle prese  $P_{left}$ ,  $P_{right}$ ,  $P_{up}$  e  $P_{down}$ . Si nota che nella definizione sono presenti sia al numeratore che al denominatore gli effetti di tutte le prese sul cono laterale della sonda. L'effetto, che si osserva (figura 2.4) prevalentemente ad alti yaw, porta ad un errore di circa  $5^\circ$  sulla misura dell'angolo, qualora la taratura e la misura siano fatti a numeri di Reynold differenti. A valori bassi dell'angolo di yaw l'errore è solo di  $2^\circ$ .

Il coefficiente di pressione dinamica, utile per misurare la quota cinetica del flusso, è il più sensibile agli effetti del numero di Reynolds.

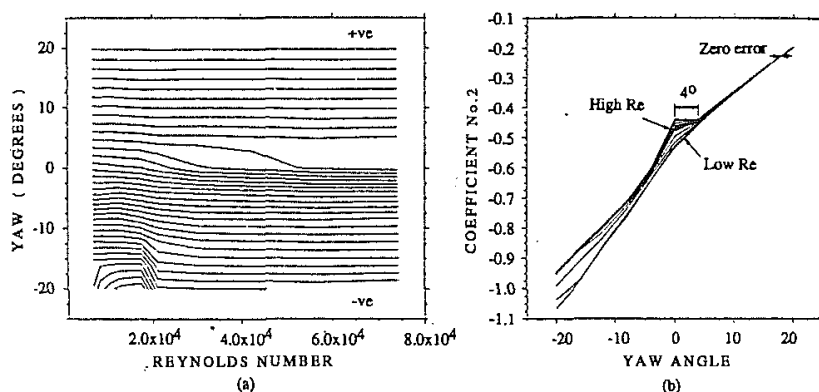


Figura 2.3: [7] : Coefficiente  $K_{left}$  per una sonda conica con i fori rivolti in avanti al variare del numero di Reynolds: (a) curve iso-livello (b) valori del coefficiente al variare dell'angolo di yaw.

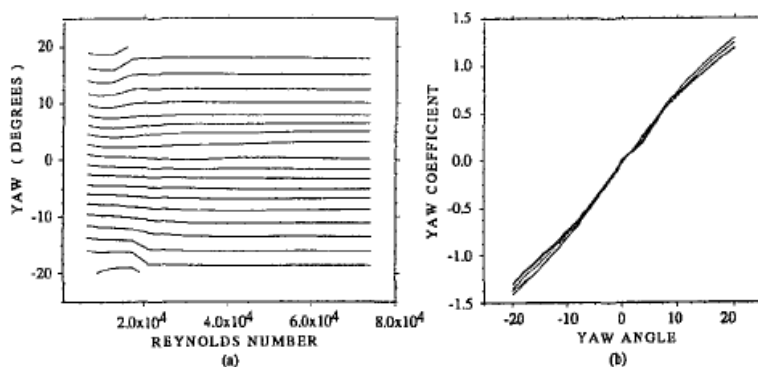


Figura 2.4: [7] : Coefficiente di yaw per una sonda conica con i fori rivolti in avanti al variare del numero di Reynolds (a) curve iso-livello (b) valori del coefficiente al variare dell'angolo di yaw

$$K_{pd} = \frac{P_t - P_s}{P_{centr} - P_{AV}} \quad (2.7)$$

In figura 2.5 sono raffigurate le curve isolivello al variare del numero di Reynolds. La dispersione è notevole: a yaw elevati l'errore è del 6 %, mentre a incidenza nulla arriva anche al 20 %.

Questo effetto a yaw nullo è lo stesso trovato dal Novak [12], ma di rilevanza molto maggiore.

Per quanto riguarda le sonde con fori perpendicolari alla superficie conica della testa, gli effetti sono meno evidenti. I fenomeni sono comunque molto simili: si nota sempre la separazione del flusso che nasce ad alti yaw a partire



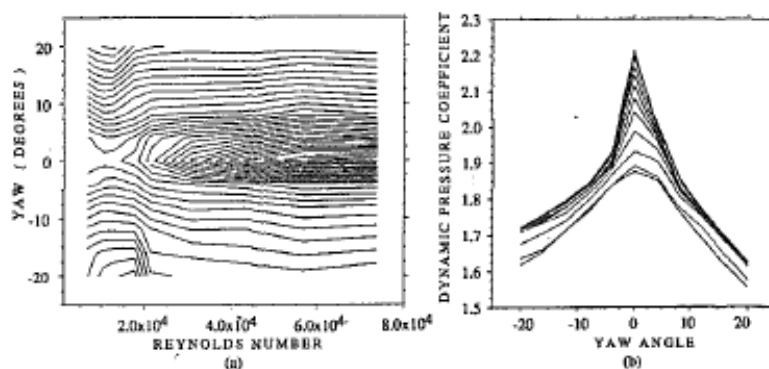


Figura 2.5: [7] : Coefficiente di yaw per una sonda conica con i fori rivolti in avanti al variare del numero di Reynolds (a) curve iso-livello (b) valori del coefficiente al variare dell'angolo di yaw

dal bordo di attacco della sonda, pertanto i coefficienti, soprattutto quello di pressione dinamica, risentono degli effetti del numero di Reynolds.

In figura 2.6 (a) è rappresentato questo coefficiente: l'andamento al variare del numero di Reynolds è dello stesso tipo delle sonde con i fori in asse, ma di rilevanza leggermente minore. La sensibilità al foro di yaw (valutata in (b)) è contenuta e questo è confermato dal coefficiente di yaw dove l'errore massimo possibile è di circa  $1^\circ$  (figura (c)).

L'influenza dell'angolo di conicità è piuttosto limitata. Le tre sonde provate hanno angoli di  $45^\circ$ ,  $60^\circ$  e  $90^\circ$ . Si è osservato che quanto più l'angolo di conicità è ampio, tanto più il flusso rimane aderente alla sonda e non si incorre in separazioni. Per sonda con angolo a  $90^\circ$  l'errore sull'angolo di yaw è stimato essere meno di  $0.7^\circ$ , valore estremamente basso.

Tutte le prove sono state effettuate a numero di Mach 0.9: per valutare l'indipendenza dalla comprimibilità sono state effettuate anche altre prove a numero di Mach 0.5 con la sonda conica (a  $45^\circ$ ) con i fori perpendicolari alla superficie. Dai risultati ottenuti si evince che i fenomeni osservati a numero di Mach più elevato si riscontrano anche a velocità inferiori e incidono sulla variabilità del coefficiente di pressione dinamica e sulle curve iso-livello al crescere del numero di Reynolds, mostrando un andamento del tutto simile nelle forme a quello del numero di Mach più elevato, ma quantitativamente diverso. Da quanto sopra si può desumere che i fenomeni di separazione del flusso siano indipendenti dalla comprimibilità del flusso e quindi accadano indipendentemente dal Mach impostato nelle prove.

In conclusione l'analisi di Dominy e Hodson risulta essere di notevole interesse, in quanto porta alla luce alcuni effetti da non sottovalutare nella calibrazione delle sonde. Gli errori stimati sono di notevole rilevanza ed emergono

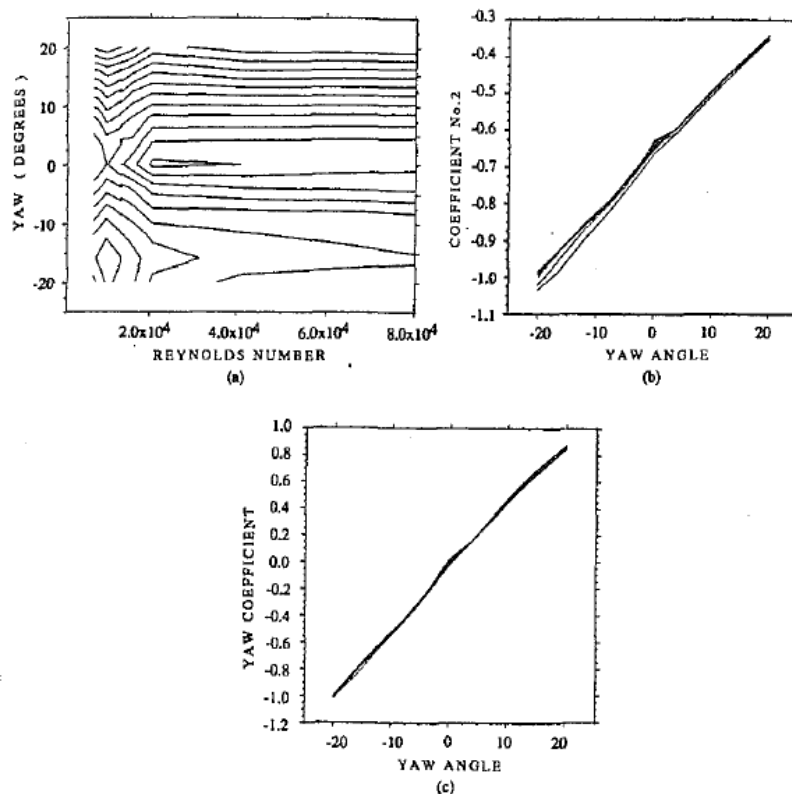


Figura 2.6: [7] : sonda conica con fori perpendicolari alla superficie: (a) Curve isolivello del coefficiente di pressione dinamica; (b) Coefficiente  $K_{left}$ ; (c) Coefficiente  $K_{yaw}$ .

soprattutto nella misura della quota cinetica, ma si estendono anche all'angolo di yaw e alla pressione totale, attraverso l'algoritmo di risoluzione del flusso. Risulterebbe interessante allargare il campo di valutazione del numero di Reynolds, aumentare il range di valutazione dell'angolo di yaw oltre i  $20^\circ$  ed estendere le prove anche ad altri numeri di Mach (è stato verificato che i fenomeni sono simili, ma possono avere rilevanze differenti).

Un ulteriore studio è stato condotto da Sang Woo Lee e Sang Bae Jun [11]: si è indagata la calibrazione di una sonda a 5 fori, conica con i fori perpendicolari alla superficie, con angolo di conicità della superficie laterale di  $28.6^\circ$ . L'analisi si è soffermata per numeri di Reynolds compresi tra  $6.60 \times 10^3$  e  $3.17 \times 10^4$  con numero di Mach sempre incomprimibile (massimo valore raggiunto  $0.33$  con  $Re = 3.17 \times 10^4$ ) La peculiarità di questa sperimentazione è la movimentazione effettuata sia sull'angolo di yaw che sull'angolo di pitch, tra  $-35^\circ$  e  $35^\circ$ , con intervalli di  $5^\circ$ : i grafici riportano curve iso-livello del coefficiente corrispondente al variare del pitch e dello yaw per un numero di

Reynolds fissato.

I risultati mostrano che la dipendenza dal numero di Reynolds è significativa sia al variare dell'angolo di yaw che dell'angolo di pitch. Le analisi sono svolte cercando di valutare, per ogni coefficiente, gli effetti combinati di  $Re$ , pitch e yaw che possono nascere sulla calibrazione della sonda attraverso coefficienti adimensionali di pitch, di yaw, di pressione statica e totale.

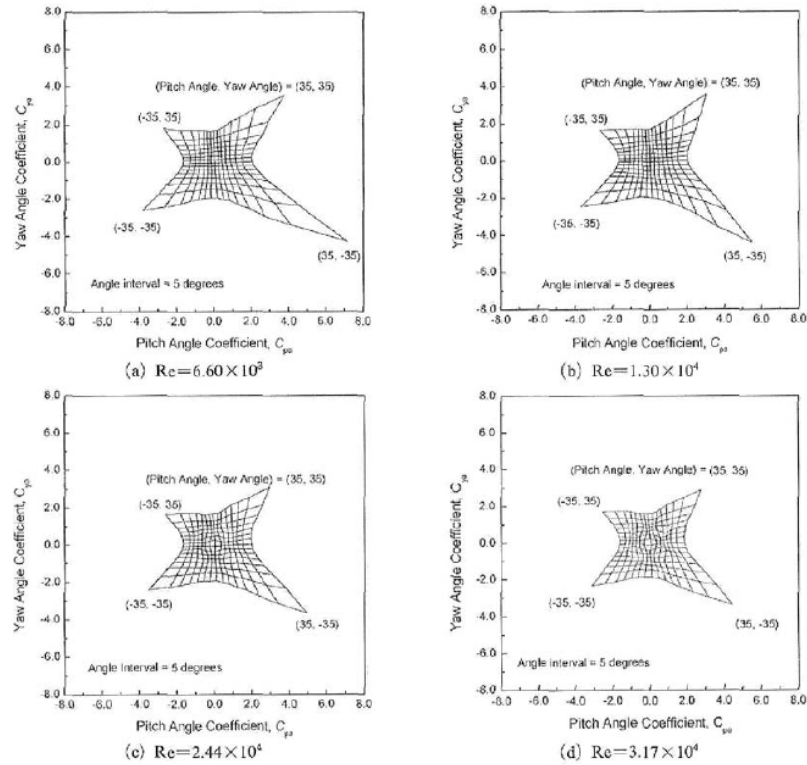


Figura 2.7: [11] : Coefficiente di yaw per una sonda conica con i fori perpendicolari alla superficie al variare dell'angolo di yaw e di pitch. In (a) i dati a  $Re = 6.60 \times 10^3$ , in (b) i dati a  $Re = 3.17 \times 10^4$  (il tratteggio indica i dati a  $Re = 6.60 \times 10^3$ )

In figura 2.7 sono riportati i valori dei coefficienti di yaw e di pitch attraverso una griglia ad angoli costanti. Tali coefficienti sono così definiti:

$$K_{yaw} = \frac{P_{left} - P_{right}}{P_{centr} - P_{AV}} \quad (2.8)$$

$$K_{pitch} = \frac{P_{up} - P_{down}}{P_{centr} - P_{AV}} \quad (2.9)$$

In un caso ideale non dovrebbero verificarsi distorsioni e la griglia dovrebbe assumere una forma quadrata: nella realtà le maggiori distorsioni si hanno a

bassi numeri di Reynolds e ad alti valori degli angoli di yaw e di pitch, dove entrambi i coefficienti assumono valori molto elevati. A numeri di Reynolds elevati questo fenomeno è meno evidente, tuttavia è presente un andamento irregolare ondulatorio dei coefficienti.

In figura 2.8 sono riportati i contorni del coefficiente di yaw al variare dei due angoli: la linea tratteggiata indica il valore a  $Re = 6.60 \times 10^3$  mentre quella continua a  $Re = 3.17 \times 10^4$ . Si osserva come ad angolo di yaw nullo il coefficiente non subisca variazioni al crescere del numero di Reynolds, ma appena ci si allontana da questa condizione a incidenza nulla il coefficiente assume ancora una volta una forma ondulatoria.

Osservando i valori ad angolo di pitch nullo (come per l'analisi [7]) l'influenza è considerevole ed il coefficiente aumenta al crescere del numero di Reynolds, con possibilità di errori fino a  $5^\circ$ . La variabilità è comunque limitata fino al valore di  $25^\circ$  sull'angolo di yaw, oltre il quale le curve tendono a sovrapporsi.

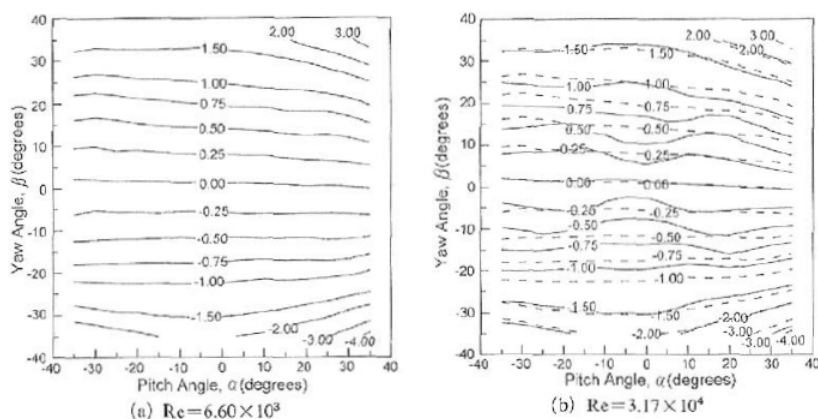


Figura 2.8: [11] : Coefficiente di yaw per una sonda conica con i fori perpendicolari alla superficie al variare dell'angolo di yaw e di pitch. In (a) i dati a  $Re = 6.60 \times 10^3$ , in (b) i dati a  $Re = 3.17 \times 10^4$  (il tratteggio indica i dati a  $Re = 6.60 \times 10^3$ )

L'analisi prosegue analizzando il coefficiente di pressione statica, definito come:

$$K_{ps} = \frac{P_{AV} - P_s}{P_{centr} - P_{AV}} \quad (2.10)$$

Tipicamente è il coefficiente che porta le maggiori variazioni (come verificato anche da Hodson [7] e Novak [12]) e anche in questo caso l'influenza del numero di Reynolds è consistente. Si osserva come i valori siano compresi tra 0 e -0.4 escludendo angoli di pitch e di yaw elevati. A numeri di Reynolds bassi il grafico non risulta essere simmetrico rispetto alla condizione di incidenza

nulla. Ciò indica, secondo gli autori, che in flussi con numero di Reynolds più elevato si verifica una progressiva diminuzione dell'influenza dello stelo della sonda sulla misura.

Inoltre è particolarmente interessante che il contorno del coefficiente  $K_{ps}$  assuma una caratteristica forma a “+” a  $Re > 2.44 \cdot 10^3$ . Al crescere del numero di Reynolds i valori assunti sono decrescenti: questo effetto ricalca quello osservato da Hodson [7] e da Novak [12], che impedisce di stimare con precisione la quota cinetica del flusso in condizioni di numeri di Reynolds differenti da quelli in taratura.

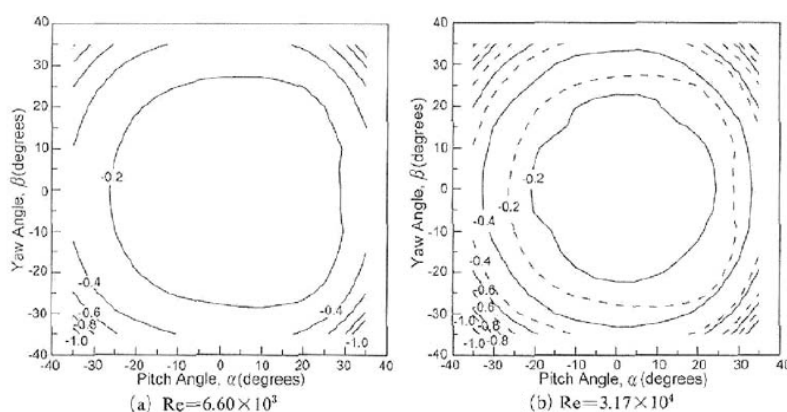


Figura 2.9: [11] : Coefficiente di pressione statica per una sonda conica con i fori perpendicolari alla superficie al variare dell'angolo di yaw e di pitch. In (a) i dati a  $Re = 6.60 \cdot 10^3$ , in (b) i dati a  $Re = 3.17 \cdot 10^4$  (il tratteggio indica i dati a  $Re = 6.60 \cdot 10^3$ )

Anche il coefficiente di pressione totale subisce alcune variazioni al crescere del numero di Reynolds. Con angoli di yaw e di pitch molto bassi si ha una piccola influenza che tende a modificare leggermente la zona in cui la presa centrale coglie la pressione totale del flusso. Al crescere degli angoli, il coefficiente si stabilizza e non subisce grandi variazioni se non ad angoli superiori ai  $20^\circ$ .

In conclusione si può desumere come l'argomento sia di estremo interesse: gli effetti, soprattutto sulla misura della quota cinetica, sono rilevanti e non trascurabili. Su questo tipo di sonde pneumatiche di pressione i fenomeni di separazione del flusso sulle prese laterali portano a modifiche sui coefficienti di yaw e di pressione statica. Inoltre, ogni sonda possiede caratteristiche proprie in dipendenza della geometria dei fori e dello stelo. Il comportamento migliore, più stabile al mutare del numero di Reynolds, è stato rilevato dalle sonde con superficie conica e fori perpendicolari.

Per quanto riguarda le sonde cilindriche il comportamento, al variare del numero di Reynolds, è meglio definito. I fenomeni che nascono nell'intorno

di queste sonde sono ampiamente studiati sia analiticamente che sperimentalmente, in quanto corrispondono al classico comportamento di flusso intorno a un cilindro. Uno studio su questo tipo di sonde è stato condotto da K.M. Argüelles Díaz and J.M. Fernández Oro and E. Blanco Marigorta [5]. Le sonde analizzate sono cilindriche a 3 fori, per cui è possibile calcolare tutti e tre i coefficienti, di pressione totale, statica e di yaw.

L'effetto che nasce al mutare del numero di Reynolds è espresso molto chiaramente nella figura 2.10 in cui è mostrato, per angoli di yaw compresi tra  $0^\circ$  e  $180^\circ$ , il valore del coefficiente di pressione totale teorico nel caso di flusso viscoso (*inviscid*):

$$C_{pt} = 1 - 4\sin^2(\theta) \quad (2.11)$$

Nel grafico è anche raffigurato il medesimo coefficiente valutato sulla sonda in situazione reale per un flusso laminare e turbolento:

$$C_{pt} = \frac{P_{centr} - P_s}{P_t - P_s} \quad (2.12)$$

Si nota come la soluzione analitica del flusso viscoso non incorra in separazioni e il flusso aderisce in ogni punto alla sonda, anche per valori dell'angolo di yaw molto elevati. Diversi sono i casi reali di moto laminare o di moto turbolento per i quali la forma delle curve permette di riconoscere inequivocabilmente una zona di flusso separato.

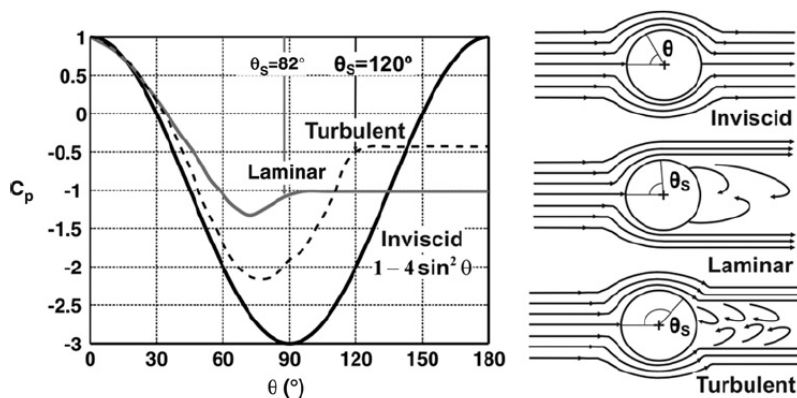


Figura 2.10: [5] : Coefficiente di pressione totale attorno a una sonda cilindrica, in situazioni di flusso viscoso, laminare e turbolento

Si osservano fondamentalmente due fenomeni: in primo luogo in corrispondenza di un certo valore dell'angolo di yaw nasce una bolla di separazione che rende la misura della pressione totale costante (l'angolo in cui avviene la separazione è ovviamente differente tra il caso laminare e il caso turbolento);

in secondo luogo le curve, al crescere della turbolenza, si stringono verso il centro. Questo è dovuto all'assottigliamento dello strato limite, che determina minori perdite e, localmente, una maggiore velocità. A pari angolo la pressione misurata sarà dunque minore, come si osserva dall'andamento del grafico.

L'analisi prosegue calcolando gli altri coefficienti su un campo di taratura molto ampio ( $70^\circ$  positivi e negativi) e valutando l'influenza dell'angolo di apertura dei due fori laterali sugli stessi coefficienti.

## 2.3 Ipotesi e obiettivi dell'analisi

All'interno della collaborazione tra il Politecnico di Milano e la Nuovo Pignone - OGTL si è deciso di studiare l'influenza del numero di Reynolds nella calibrazione di alcuni tipi di sonde pneumatiche direzionali di pressione. È sorta questa necessità all'interno dell'azienda per misurare e analizzare il flusso in un nuovo banco prova in cui la pressione totale arriverà fino a 50 bar. Un'interessante finalità dello studio è scoprire se le operazioni di taratura, effettuate solitamente a pressioni molto basse, tipicamente intorno alla pressione ambiente, sono attendibili anche a pressioni molto più elevate.

Verranno esaminati alcuni tipi di sonde con caratteristiche differenti:

- Due sonde "cobra" entrambe prodotte dalla Nuovo Pignone. La prima è già in uso su molte macchine presenti in azienda, la seconda è stata costruita appositamente per queste analisi, di forma leggermente diversa e di sezione maggiore per poter resistere meglio ai carichi aerodinamici, particolarmente severi a 50 bar.
- Due sonde a 5 fori con testina miniaturizzata, coniche con i fori perpendicolari alla superficie. Il progetto è stato seguito dal Politecnico di Milano e la realizzazione affidata a terzi. Sono sonde con due dimensioni differenti della testa e con una sezione dello stelo in grado di sostenere i carichi aerodinamici a 50 bar.
- Una sonda cilindrica direzionale a un foro (virtualmente utilizzabile come una multiforo) utilizzata abitualmente al Politecnico di Milano.

Compatibilmente con i vincoli imposti dall'impianto di prova, nel contesto dello studio verrà valutato un intervallo, il più ampio possibile, del numero di Reynolds operando sia attraverso interventi sulla pressione, sia modificando, quando possibile, la dimensione della testa della sonda. Nell'analisi si cercherà di isolare gli effetti del numero di Reynolds mantenendo fisso il numero di Mach, al fine di realizzare la massima attendibilità dei dati evitando la mescolanza con i noti effetti legati alla comprimibilità.

Nella bibliografia sono sempre state eseguite prove a numero di Mach costante, in zona sia comprimibile che incomprimibile. Nel presente studio si cercherà, a livello sperimentale e per tutte le sonde elencate, di estendere l'analisi del flusso a vari numeri di Mach, così da poter indagare e raffrontare in modo comparativo, i fenomeni che avvengono nell'intorno della testa della sonda anche al mutare della comprimibilità. Si porrà un'attenzione particolare ai fenomeni trasversali presenti a numeri di Mach differenti.

Si valuterà, nel range del numero di Reynolds testato, se sia possibile identificare univocamente una zona di autosimilitudine in cui non si presentano fenomeni di separazione del flusso.

Per ogni sonda si analizzeranno poi i potenziali errori: considerato che la taratura viene di solito effettuata a pressioni basse, simili a quella ambiente, si valuteranno i mutamenti nei coefficienti tra l'ipotetica calibrazione a bassa pressione e le misure ad alta pressione.

Infine si valuterà la combinazione degli errori di tutta la catena di misura sulla stima dei vari coefficienti: partendo dalle incertezze di ogni strumento utilizzato si stimerà quanto la dispersione dei dati ottenuti è dovuta agli effetti del flusso sulle sonde e quanto invece è legata all'accuratezza della strumentazione.



## CAPITOLO 3

---

### Descrizione dell'esperimento

---

#### 3.1 Impianto utilizzato

Per realizzare gli scopi della sperimentazione, ovvero la calibrazione di 5 tipi di sonde pneumatiche direzionali di pressione in diverse condizioni di numeri di Mach e di Reynolds, è stato utilizzato l'impianto prove valvole di sicurezza all'interno del Laboratorio di Fluidodinamica delle Macchine del Politecnico di Milano.

Tale impianto utilizza come fluido di lavoro aria stoccata ad alta pressione per una capacità utile complessiva di circa 5600 Kg; l'alimentazione è assicurata da due compressori alternativi della portata complessiva nominale di 650 Nm<sup>3</sup>/h. L'impianto di stoccaggio è costituito da 18 bombole con pressione massima di esercizio di 80 e 180 bar per una capacità totale di 33·200 litri. L'aria ad alta pressione viene quindi pre-riscaldata alla temperatura di circa 50° - 150°C in un riscaldatore ad accumulo d'olio con capacità di 2 m<sup>3</sup> e temperatura massima di esercizio di 200°C. Dopo il pre-riscaldamento l'aria viene portata alla pressione desiderata per mezzo di un riduttore. In ragione della portata richiesta dalla prova, è possibile impostare un valore di pressione a valle del riduttore in un campo compreso tra 2 e 40 bar.

Le specifiche di quest'impianto prevedono dei limiti sulla portata massica e sulla pressione di esercizio, espresse in tabella 3.1.

A valle del riduttore, tramite una linea da 4", la portata giunge a un serbatoio di 1500 litri sul quale è posta la flangia con l'ugello di misura. A monte di questa è stato inserito un tubo con sezione a nido d'ape, costituito da una matrice di tubi di piccolo diametro e diretti come l'ugello, che forza il

|                            | min. | max |
|----------------------------|------|-----|
| Pressione di prova : (bar) | 0    | 40  |
| Portata massica: (kg/s)    | 0.05 | 8   |

Tabella 3.1: Specifiche tecniche dell'impianto prova valvole

flusso ad assumere la direzione assiale e a garantirne l'uniformità sulla sezione. Sulla flangia è stato ricavato un *pitot* per la stima della pressione totale del flusso.

### 3.2 Progetto dell'ugello

L'ugello di misura è stato costruito in acciaio secondo la normativa ISO 5167-3 sulla misura del flusso di fluidi per mezzo di dispositivi di pressione differenziali in condotti a sezione circolare. La normativa stabilisce precise specifiche riportate nel disegno in figura 3.1 dal quale si ricavano le proporzioni da rispettare per ottenere un flusso uniforme alla distanza di  $0.6d$ . L'ugello deve prevedere inizialmente una sezione convergente a forma di quarto di ellisse che prosegue con una gola cilindrica.

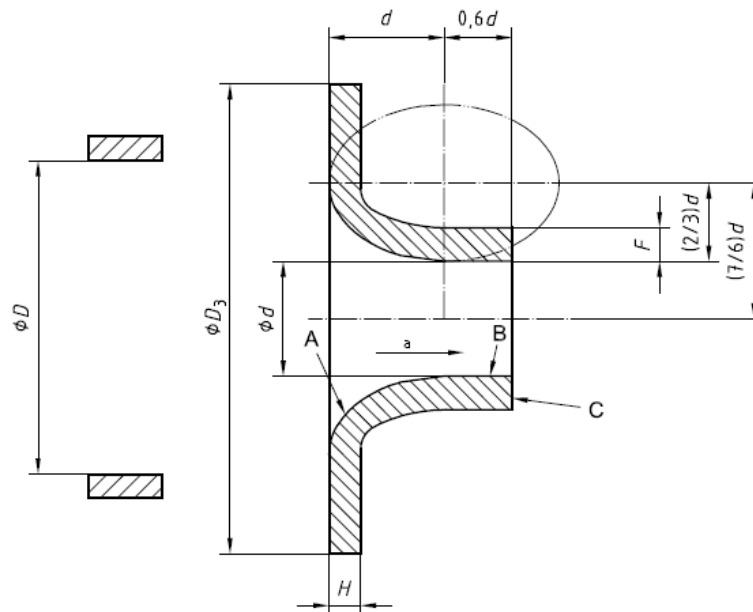


Figura 3.1: Disegno dell'ugello come da normativa ISO 5167-3

Le dimensioni effettive dell'ugello sono state scelte secondo i seguenti criteri:

- Massimizzare il campo di estendibilità del numero di Reynolds e quindi cercare di lavorare al massimo della pressione raggiungibile dall'impianto.
- Rispettare i limiti imposti sulla portata del flusso e sulla pressione massima di linea.
- Mantenere delle dimensioni minime del condotto circolare tali da non avere effetti di bordo sulla misura del flusso con la sonda inserita.

In tabella 3.2 viene effettuato il calcolo della portata massica in blocco sonico che passa attraverso una sezione circolare di diametro 2" (ovvero 52.48 mm), per vari livelli di pressione totale. È stata scelta questa dimensione perchè si considera di aggiungere, a valle della sezione cilindrica, un tubo da 2" PN 40 (pressione limite sul tubo: 40 bar), al fine di ottenere altri numeri di Mach. Con questa dimensione del diametro dell'ugello, il limite sulla portata massica (8 Kg/s) prevede una pressione di linea di 15 bar, di gran lunga inferiore a quella massima raggiungibile dall'impianto.

| Ptot [bar] | Ttot [K] | Aout [mm <sup>2</sup> ] | Pout | Tout [K] | Mach | G [kg/s] |
|------------|----------|-------------------------|------|----------|------|----------|
| 1.69       | 300      | 2163                    | 0.89 | 249.81   | 1.00 | 0.85     |
| 3.00       | 300      | 2163                    | 1.58 | 249.81   | 1.00 | 1.51     |
| 5.00       | 300      | 2163                    | 2.63 | 249.81   | 1.00 | 2.52     |
| 7.00       | 300      | 2163                    | 3.69 | 249.81   | 1.00 | 3.53     |
| 10.00      | 300      | 2163                    | 5.27 | 249.81   | 1.00 | 5.04     |
| 11.00      | 300      | 2163                    | 5.80 | 249.81   | 1.00 | 5.54     |
| 12.00      | 300      | 2163                    | 6.32 | 249.81   | 1.00 | 6.04     |
| 13.00      | 300      | 2163                    | 6.85 | 249.81   | 1.00 | 6.55     |
| 14.00      | 300      | 2163                    | 7.38 | 249.81   | 1.00 | 7.05     |
| 15.00      | 300      | 2163                    | 7.90 | 249.81   | 1.00 | 7.55     |
| 16.00      | 300      | 2163                    | 8.43 | 249.81   | 1.00 | 8.06     |

Tabella 3.2: Calcolo della portata massica per vari livelli di pressione

Inoltre la sonda risulta essere inserita radialmente nel flusso a una distanza di 26.24 mm, sufficiente ad evitare effetti di bordo.

Definita la misura del diametro dell'ugello, la normativa impone le dimensioni dell'ellisse e definisce la sezione dove il flusso è considerato uniforme. In questa zona è stata posta la sezione di prova dove inserire la sonda di pressione. A valle di questa si è deciso di far proseguire la gola cilindrica per una lunghezza pari a due volte il diametro dell'ugello. Questo per ricavare sulla

sezione di misura il numero di Mach desiderato, ovvero circa 0.9, e contemporaneamente non avere effetti di sbocco. Il numero di Mach, a pressioni oltre quella critica, si prevede essere inferiore a 1 in quanto la lunghezza aggiuntiva della gola cilindrica comporta una perdita fluidodinamica che si traduce in un decremento della velocità a monte dello sbocco.

Con tali specifiche (rappresentate in figura 3.2) tutti i limiti imposti dall'impianto sono rispettati. Tecnologicamente non si prevedono problemi, pertanto si è proceduto alla realizzazione e al montaggio.

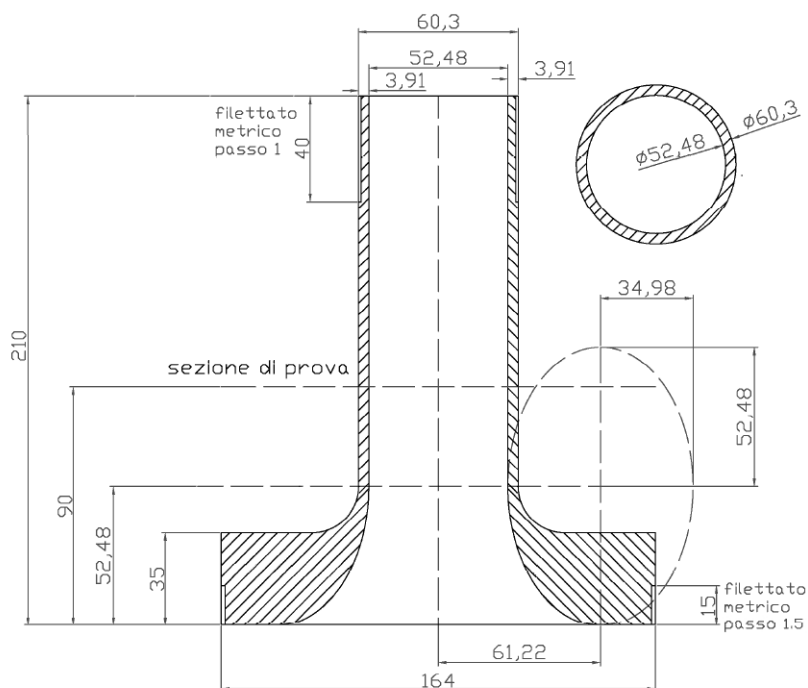


Figura 3.2: Disegno dell'ugello

Nelle condizioni operative, al crescere della pressione totale a monte, fino a 15 bar, il numero di Mach non aumenterà più (essendo lo sbocco in blocco sonico), e il numero di Reynolds può variare indipendentemente.

Si ricorda che il numero di Reynolds è legato alla pressione in modo diretto attraverso la nota equazione di stato dei gas:

$$P_s/\rho = RT_s \quad (3.1)$$

La temperatura  $T_s$  (temperatura statica), a numero di Mach costante, non cambia. A cavallo dell'ugello il rapporto di pressioni coincide col rapporto di pressioni critico, poichè allo sbocco si verifica la condizione di blocco sonico. La temperatura totale ( $T_T$ ) è imposta dal pre-riscaldatore dell'impianto

pertanto, secondo la 3.2, anche la temperatura statica rimane costante e il numero di Reynolds risulta essere direttamente proporzionale alla pressione statica  $P_s$  del flusso, come espresso dalla 3.1.

$$\frac{T_s}{T_T} = \left( \frac{P_s}{P_T} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (3.2)$$

Per lavorare a numeri di Mach differenti, a valle dell'ugello è stato aggiunto un tubo da 650 mm avente allo sbocco un tappo porta-diaframmi in ottone. Il tubo causa delle perdite che fanno decrescere la velocità nella sezione di prova. Inserendo un diaframma a valle del tubo, il flusso raggiungerà la condizione di blocco sonico con una portata via via sempre minore a seconda della dimensione del foro del diaframma. Di conseguenza, nella sezione di prova, il numero di Mach raggiunto sarà tanto più basso quanto più è piccolo il foro. Il valore risulterà essere leggermente inferiore a quello dato dal rapporto  $A^*/A$  ricavato per un flusso isoentropico in aria.

Sulla sezione di prova dell'ugello è stato ricavato un foro filettato da 12 mm di diametro per l'accesso della sonda: successivamente sono stati costruiti dei tappi da avvitare sull'ugello e dentro ai quali viene inserita la sonda. I tappi, in ottone o in teflon a seconda della dimensione della sonda, hanno lo scopo in primo luogo di assicurare la tenuta ed evitare i possibili trafileamenti di portata, secondariamente di permettere la movimentazione della sonda lungo il suo asse senza generare eccessivi attriti.

In figura 3.3 si vede il progetto del tappo in ottone utilizzato per la sonda "cobra" il quale è formato da 2 parti avvitate tra loro in modo da creare un alloggiamento per lo strumento di tenuta (o-ring) e permettere alla stessa di entrare nell'ugello.

### 3.3 Definizione delle prove da realizzare

A priori sono state definite le condizioni da raggiungere nell'analisi: si sono stabiliti 4 numeri di Mach teorici sulla sezione di prova ai quali effettuare le calibrazioni delle sonde: 0.10, 0.50, 0.75 e 0.90. Si ricorda che il numero di Mach più elevato lo si ottiene nella configurazione con ugello libero.

Per calcolare le dimensioni dei diaframmi da costruire si è partiti dai rapporti  $A^*/A$  del flusso isoentropico dell'aria. Senza considerare le perdite, i valori del rapporto delle aree sono dipendenti solo dal numero di Mach e dalle caratteristiche del fluido. Di seguito in tabella 3.3 sono riportati i dati teorici:

Essendo il flusso non isoentropico, si è proceduto tramite prove sperimentali a modificare i valori dei diametri teorici sino ad arrivare al numero di Mach desiderato. I risultati dei diametri reali sono riportati in tabella 3.4.

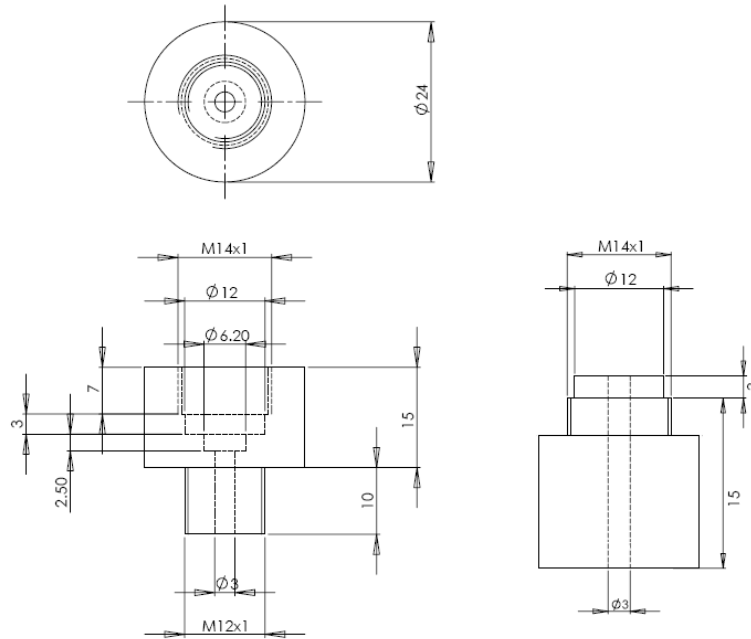


Figura 3.3: Disegno delle 2 componenti del tappo in ottone per la tenuta sull'ugello

|             |         |         |         |
|-------------|---------|---------|---------|
| Mach        | 0.10    | 0.50    | 0.75    |
| $A^*/A$     | 0.1718  | 0.7464  | 0.9412  |
| $A[mm^2]$   | 2754.15 | 2754.15 | 2754.15 |
| $A^*[mm^2]$ | 473.16  | 2055.70 | 2592.21 |
| $d^*[mm]$   | 21.75   | 45.34   | 50.91   |

Tabella 3.3: Dimensione dei diaframmi calcolati col flusso isoentropico

|            |       |       |       |
|------------|-------|-------|-------|
| $d$ reale  | 23.00 | 46.00 | 51.50 |
| Mach reale | 0.10  | 0.49  | 0.71  |

Tabella 3.4: Dimensione reale dei diaframmi

A causa dell'*effetto d'ingombro* della sonda il numero di Mach sulla sezione di prova subisce leggere variazioni in quanto viene modificato il rapporto critico  $A^*/A$  e la sezione risulta essere leggermente contratta in dipendenza delle dimensioni della sonda: quanto maggiore è il diametro della sonda tanto più il flusso risulterà accelerato. Questo fenomeno è poco evidente a numeri di Mach bassi, come 0.1: risulta di importanza maggiore a numeri di Mach elevati, come 0.75 e 0.9, dove piccole variazioni del rapporto  $A^*/A$  corrispondono a grandi variazioni del numero di Mach. In tabella 3.5 si mostra un esempio delle vari-



Figura 3.4: Diaframmi

azioni sul numero di Mach nei casi di ugello libero e di ugello impegnato con i vari tipi di sonde testate.

| Condizione dell'ugello: | Mach  |
|-------------------------|-------|
| senza sonda             | 0.846 |
| con cobra, $D = 2.4$    | 0.856 |
| con cobra, $D = 3.2$    | 0.864 |
| con 5 fori, $D = 3.1$   | 0.871 |
| con 5 fori $D = 2.2$    | 0.870 |

Tabella 3.5: *Fattore d'ingombro* della sonda: variazioni sul numero di Mach per le diverse configurazioni

### 3.4 Caratterizzazione del flusso nell'ugello

Prima di iniziare le prove si è ritenuto opportuno indagare il flusso all'interno dell'ugello al fine di conoscerne, almeno nell'intorno della sezione di misura, le caratteristiche. Per questo sono state ricavate varie prese statiche sulla superficie esterna, ottenute semplicemente forando l'ugello in modo perpendicolare al flusso.

Come illustrato in figura 3.5, tre prese sono state realizzate sulla sezione di misura, una frontale alla sonda (contraddistinta dal numero 1) e due laterali (1L e 1R), un'altra è stata ricavata 10 mm a monte della sezione di misura (0), un'altra 10 mm a valle (2) e l'ultima appena prima della sezione di sbocco (3).

Note le varie pressioni statiche sono stati calcolati i numeri di Mach isoentropici riferiti alla pressione totale del serbatoio con la nota formula:

$$\frac{p_T}{p_s} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (3.3)$$

$$M = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left( \left(\frac{p_T}{p_s}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right)} \quad (3.4)$$

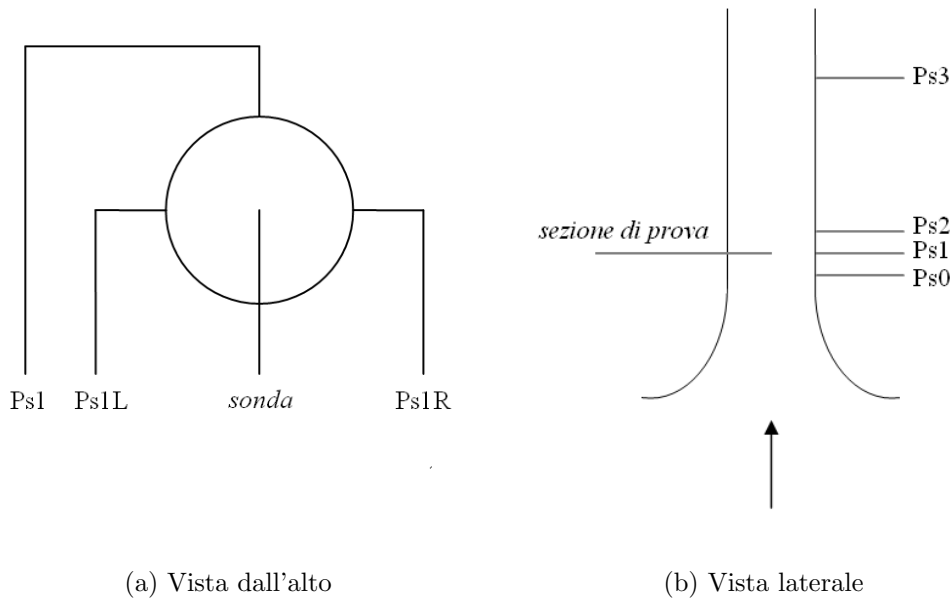


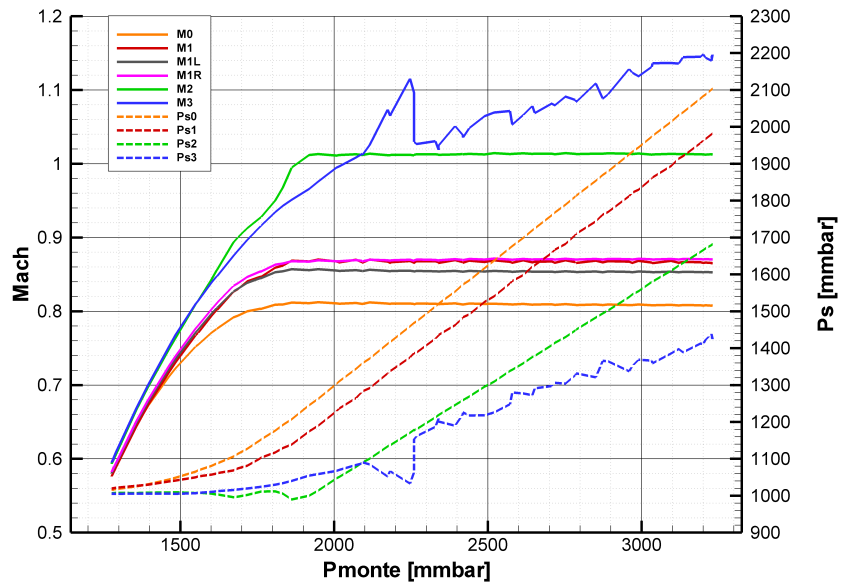
Figura 3.5: Schema delle prese statiche. In (a) vista dall'alto in corrispondenza della sezione di prova, in (b) vista laterale delle prese 0, 1, 2 e 3.

In figura 3.6 (a) sono riportati i dati ottenuti effettuando una prova con ugello libero in cui è stato inserito un elemento a simulazione di una sonda: si ipotizza di raggiungere un numero di Mach di circa 0.9. La pressione totale (sulle ascisse) è stata fatta salire fino a circa 3.5 bar. Sulle ordinate sono state riportate le pressioni statiche nelle sezioni 0, 1, 2 e 3 e i numeri di Mach in 0, 1, 1L, 1R, 2 e 3.

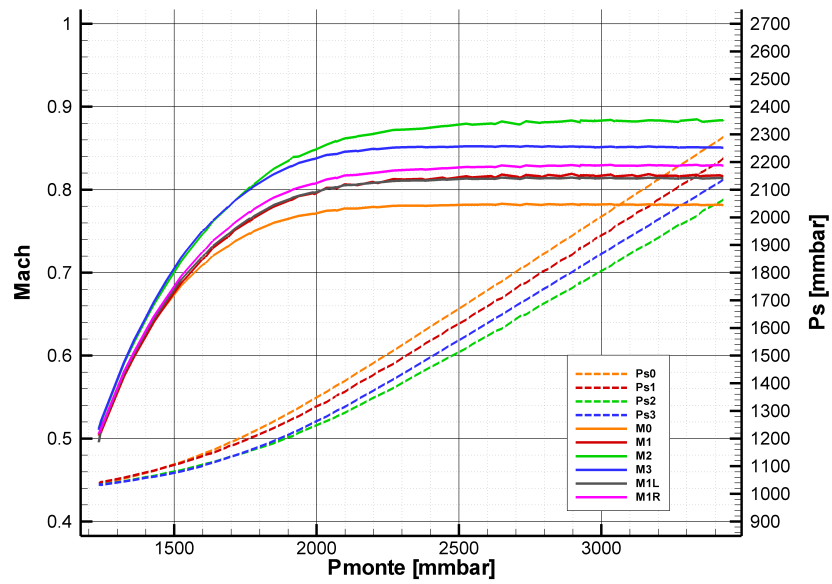
Oltre 1.9 bar di  $P_t$  il flusso va in blocco sonico: al crescere della pressione totale, la pressione statica aumenta linearmente e il numero di Mach rimane costante (condizioni di choking).

Si osserva come il numero di Mach nella sezione di prova sia ragionevolmente uniforme (pari a circa 0.86), mentre nella sezione a monte della sonda sia leggermente inferiore.



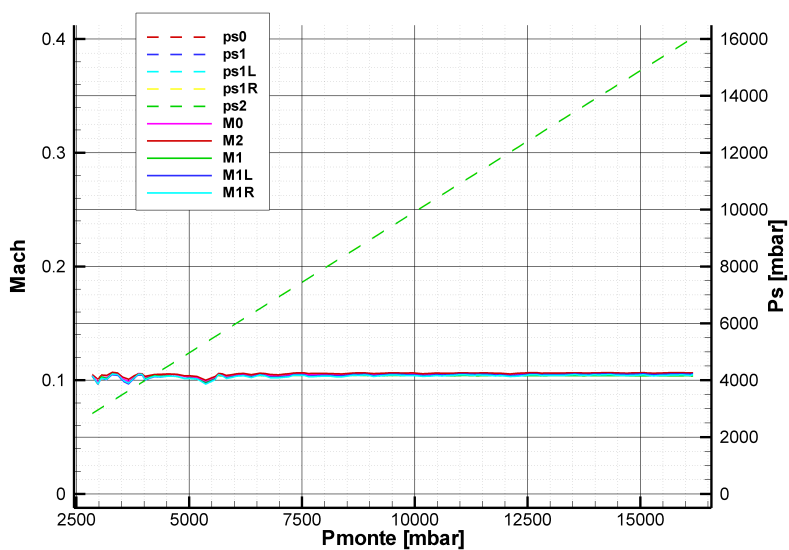


(a) Ugello libero

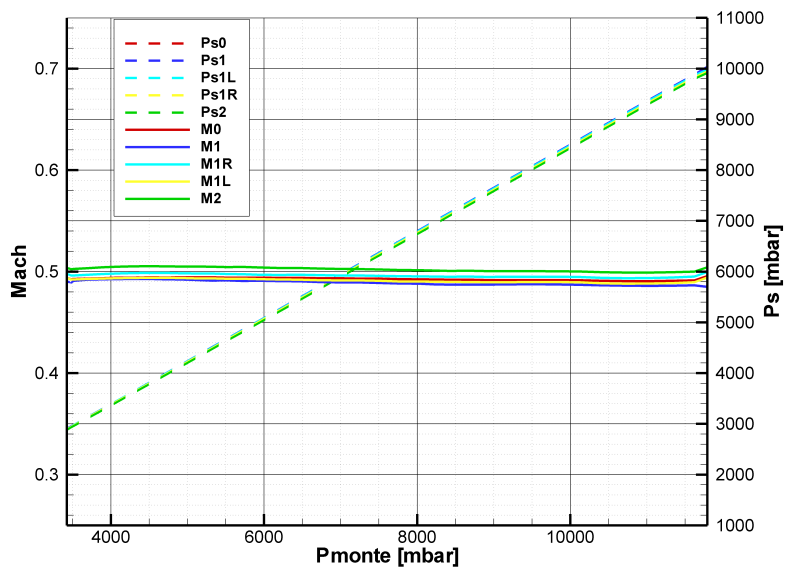


(b) Ugello con tubo

Figura 3.6: Pressioni statiche e numeri di Mach al variare della pressione totale nelle condizioni di ugello libero (a) e ugello con tubo (b)



(a) Ugello con diaframma per Mach 0.1



(b) Ugello con diaframma per Mach 0.5

Figura 3.7: Pressioni statiche e numeri di Mach al variare della pressione totale nelle condizioni di ugello con diaframma per Mach 0.1 (a) e con diaframma per Mach 0.5 (b)

A valle della sezione di prova al contrario si verifica una situazione particolare. Allo sbocco, il flusso in condizioni critiche si deve adeguare alla pressione dell'ambiente circostante, pertanto instaurerà un sistema di urti che abbassano la pressione in modo incontrollato.

Il grafico mostra numeri di Mach superiori a 1 che descrivono una situazione irrealistica perchè non considera le perdite di pressione totale causate dagli urti allo sbocco, che abbassano il numero di Mach.

Per allargare il campo di indagine, si è eseguita la medesima prova nella configurazione con l'ugello su cui è stato montato il tubo da 650 mm di lunghezza, ma senza alcun diaframma: in figura 3.6 (b) sono rappresentati i risultati. Il numero di Mach raggiunto nella sezione di prova è stato circa 0.81 che è inferiore alla configurazione con ugello libero a causa delle maggiori perdite causate dal tubo, ma superiore a quello desiderato di 0.75. Per tale ragione si è reso necessario inserire un sottile diaframma a valle del tubo, come indicato in tabella 3.4.

In questa configurazione, si nota come, a valle della sonda (sezione 2), la velocità cresca a causa del *fattore d'ingombro* per poi diminuire leggermente nella sezione vicina allo sbocco (sezione 3).

Nei due grafici successivi (figura 3.7) sono riportati le pressioni e i numeri di Mach di due prove effettuate nella configurazione con i diaframmi da 23 e 46 mm inseriti allo sbocco del tubo, corrispondenti alle prove con numero di Mach di 0.1 e 0.5. Questa volta la pressione è stata fatta crescere fino a 15 bar. I risultati sono scontati, la pressione statica aumenta linearmente e il numero di Mach è praticamente costante. Le leggere fluttuazioni che si notano, soprattutto nel caso a Mach 0.1, sono dovute all'alimentazione dell'aria non sempre costante.

Nelle verifiche effettuate il flusso sulla sezione di prova si è sempre dimostrato ragionevolmente omogeneo pertanto in tutte le prove la pressione statica di riferimento, con cui calcolare la quota cinetica  $q$  del flusso, sarà ottenuta mediando i valori della 1L e della 1R.

Durante le prove, le prese statiche sulla sezione di misura sono state identificate, per convenzione, col pedice 1, 2 e 3 rispettivamente la presa di fronte alla sonda, la presa sulla destra e la presa sulla sinistra. Le prese a monte e a valle non sono state più adoperate.

### 3.5 Misure di pressione: i trasduttori

Al fine di misurare tutti i segnali di pressione provenienti dall'impianto e dalla sonda si sono utilizzati dei trasduttori a membrana, del tipo differenziali e relativi. Questi trasduttori sono schematizzati come due cavità in cui è interposta la membrana sensibile: questa, quando c'è differenza di pressione tra

le due camere, si deforma in modo proporzionale alla differenza di potenziale misurata e il segnale di tensione viene quindi inviato alla scheda di acquisizione per l'elaborazione. Nel caso di trasduttori differenziali le due camere sono entrambe connesse a segnali di pressione, nel caso di trasduttori relativi la seconda camera è sempre connessa all'ambiente.

Il range di pressioni da misurare è molto vasto, da pochi mbar a 15 bar: per questo è stato necessario utilizzare un ampio set di trasduttori con diversi fondoscala.

Di seguito sono elencati i trasduttori differenziali a disposizione:

- Trasduttore differenziale Statham, FS 0.35 bar, SN 52285
- Trasduttore differenziale Schaevitz, FS 2 bar, SN 36839
- Trasduttore differenziale Schaevitz, FS 2 bar, SN 33246
- Trasduttore differenziale Schaevitz, FS 7 bar, SN 16259
- Trasduttore differenziale Schaevitz, FS 7 bar, SN 57938
- Trasduttore differenziale Schaevitz, FS 10 bar, SN 175061

Inoltre sono già presenti all'interno dell'Impianto Prove Valvole i seguenti trasduttori:

- Trasduttore relativo Schaevitz, FS 2.5 bar
- Trasduttore relativo Schaevitz, FS 10 bar
- Trasduttore relativo Schaevitz, FS 20 bar
- Trasduttore relativo Schaevitz, FS 10 bar
- Trasduttore relativo Schaevitz, FS 20 bar
- Trasduttore differenziale Schaevitz, FS 1 bar
- Trasduttore differenziale Schaevitz, FS 1.5 bar

Per ogni prova è stato necessario collegare pneumaticamente un set diverso di trasduttori per poter minimizzare l'incertezza di ogni misura e leggere la pressione per mezzo del trasduttore dotato del fondoscala più adeguato.

Sul banco di comando arrivano direttamente i 7 collegamenti pneumatici, della pressione totale, delle tre pressioni statiche e delle tre prese riferite alla sonda. Quindi è stata ricavata una griglia dove poter effettuare le connessioni tra i segnali e i vari trasduttori. Nelle foto 3.8 si possono osservare il quadro

di comando con tutte le connessioni pneumatiche e i trasduttori differenziali utilizzati.

Accanto alle connessioni pneumatiche, è stato necessario prevedere un metodo per poter cambiare agevolmente anche le connessioni elettriche. I trasduttori, tramite un cavo coassiale con connettore BNC, vengono collegati alla scheda di acquisizione tramite morsettiera a 7 canali.

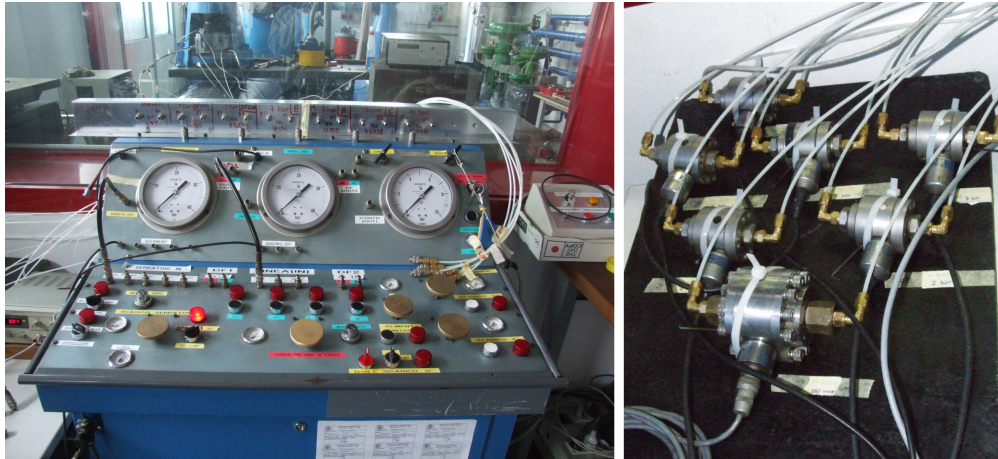


Figura 3.8: Quadro di comando e trasduttori

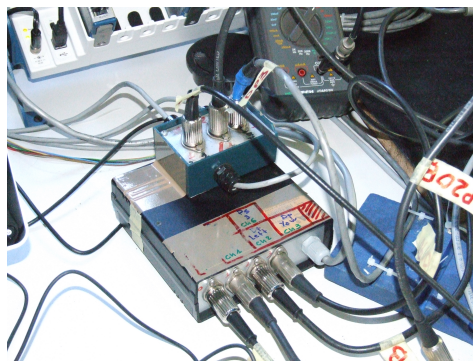


Figura 3.9: Morsettiera

### 3.5.1 Taratura dei trasduttori

Il comportamento dei trasduttori è determinato dalla loro sensibilità  $k_s$ , così definita:

$$k_s = \Delta p / \Delta V. \quad (3.5)$$

Questi trasduttori a membrana hanno un comportamento lineare su tutto il campo di utilizzo, sia per pressioni positive che negative: tarare il trasduttore significa individuare il valore della sensibilità  $k_s$ , con cui si identifica il rapporto tra la pressione in ingresso  $\Delta p$  e la tensione in uscita  $\Delta V$ . L'alimentazione prevede una tensione costante pari a 12 V per tutti gli strumenti.

Quest'operazione è stata ripetuta per tutti i trasduttori effettuando rampe di carico e scarico con circa una decina di punti di calibrazione, forzando sempre la retta di taratura ad avere intercetta nulla, ovvero acquisendo 8 punti nell'intorno dello zero. L'operazione è effettuata in maniera stazionaria: tra due punti successivi viene lasciato un tempo di attesa sufficiente affinché il segnale di pressione raggiunga in modo corretto la camera di misura del trasduttore.

I dati vengono registrati ed elaborati da un software sviluppato all'interno del Laboratorio specificatamente per le tarature statiche, scritto in LabVIEW. In figura 3.10 si può osservare un esempio di scheda di taratura di un trasduttore con 2 bar di fondoscala prodotto da tale software.

```

schaevitz-33246-gio 8 ott 2009.trt
SCHEDA TARATURA TRASDUTTORE DI PRESSIONE:  schaevitz-33246      TENSIONE DI ALIMENTAZIONE:  12V
gio 8 ott 2009

MANOMETRO CAMPIONE
MD2.5  Incertezza media espansa [Pa]:55.9

RISULTATI TARATURA

  Prex. campione [Pa]      Volt letti      Errore %Fs      scarto sul punto*10^10 [V]      incertezza Prim [Pa]
0.00000000                -0.00000013      0.04545377      0.00009485      44.00000034
0.00000000                0.00000052      0.04328781      0.00009675      44.00000034
0.00000000                0.00000077      0.04244224      0.00009305      44.00000034
0.00000000                0.00000021      0.04434107      0.00009676      44.00000034
21540.75467219            0.00322895      0.01684834      0.00009511      49.16978343
41247.19910390            0.00617855      0.00569353      0.00009247      51.29977688
62058.19957543            0.00928509      0.02200170      0.00009433      57.78793491
80016.99999993            0.01196506      0.03878850      0.00009246      64.20067871
98066.99999993            0.01466786      0.02483325      0.00008695      64.92268001
121730.90778017           0.01819841      0.04956420      0.00008852      65.86923794
144702.70269803           0.02163396      0.04593158      0.00008860      75.45729582
160044.74094664           0.02393527      0.02069974      0.00008883      68.35705136
182577.42477637           0.02730201      0.02766331      0.00008937      54.90928849
199932.97853321           0.02990251      0.00856809      0.00009025      56.99195455
181777.16869444           0.02719481      -0.01395403      0.00008965      54.81325778
162791.11573172           0.02435554      -0.01162584      0.00008817      65.72053102
143451.45144695           0.02146774      -0.02379106      0.00008963      74.85669535
119129.24271456           0.01783746      -0.04414987      0.00008759      65.76517116
101217.77937824           0.01516143      -0.05043360      0.00008793      65.04871141
80316.99999993            0.01203548      -0.04671551      0.00008874      64.21267873
62158.26762170            0.00932738      -0.06940171      0.00008949      57.83596757
42797.69526264            0.00643115      -0.06382487      0.00008942      51.42381643
20790.48457494            0.00313877      -0.05672365      0.00008983      48.98971854
33.01188434                0.00002251      -0.01375777      0.00008772      44.00792320
33.01188434                0.00002249      -0.01368939      0.00008594      44.00792320
33.01188434                0.00002293      -0.01516390      0.00008635      44.00792320
33.01188434                0.00002225      -0.01288592      0.00008700      44.00792320

Incertezza MAX ripetibilità [V]:  0.00000010
Incertezza lettura [V]:  0.00000044
Incertezza linearità (M) [Pa]:  44.2
Incertezza linearità (Q) [Pa]:  22.2

Incertezza finale espansa [Pa]:  113.6
Incertezza composta %FS:0.02839
coeff. angolare [Pa/V]:  6688598.4
intercetta[Pa]:  -90.1

```

Figura 3.10: Esempio di scheda di taratura

Il programma di taratura permette di ricavare in primo luogo la sensibilità  $k_s$  del trasduttore (qui denominata coefficiente angolare) tramite un'interpolazione lineare ai minimi quadrati. Secondariamente, vengono valutati altri elementi, in particolare:

- Parametri punto per punto: la pressione effettiva, misurata con un manometro campione di riferimento; la tensione letta tra i due morsetti del trasduttore; l'errore commesso usando il coefficiente angolare stimato rapportato al fondoscala; lo scarto quadratico medio del segnale; l'incertezza del manometro campione.
- L'intercetta: ovvero quanto la retta si discosta dallo zero a pressione nulla. Solitamente questo valore è molto basso, poichè la retta è stata forzata a passare per lo zero.
- L'incertezza finale espansa, espressa in Pa e l'incertezza composta rapportata al fondoscala. Questi due valori tengono in considerazione l'errore di isteresi, gli errori di linearità e ripetibilità, l'accuratezza del manometro campione e del sistema di acquisizione.

In figura 3.11 si mostra, in un diagramma tensione-pressione, la rampa di carico e scarico per un trasduttore da 7 bar di fondoscala. Si osserva come il comportamento sia lineare in tutto il campo di applicazione.

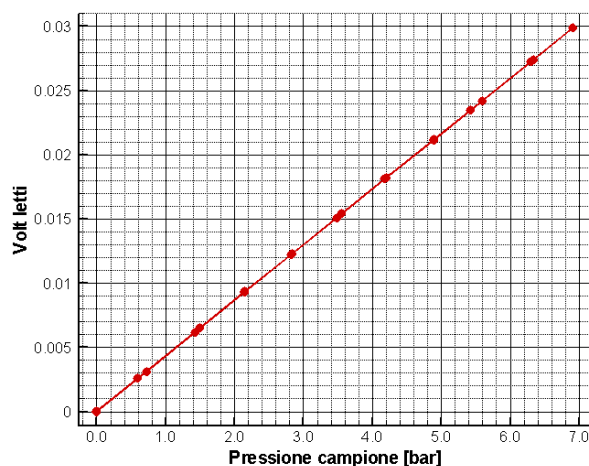


Figura 3.11: Grafico tensione-pressione per un trasduttore da 7 bar di fondoscala

L'operazione di taratura dei 13 trasduttori ha portato ai seguenti risultati, esposti in tabella 3.6.

### 3.5.2 Configurazione di misura

Ricordando le definizioni dei coefficienti adimensionali di taratura si è scelto di misurare, dove possibile, direttamente le grandezze che definiscono i coefficienti. Questo al fine di minimizzare l'incertezza di misura.

| trasduttore | FS [bar] | modello  | coefficiente | incert. [mbar] | incert. % FS |
|-------------|----------|----------|--------------|----------------|--------------|
| psv 25      | 2.5      | relativo | 10663616.1   | 1.805          | 0.0361       |
| psv 100     | 10       | relativo | 42590009.0   | 4.800          | 0.0240       |
| psv 200     | 20       | relativo | 85944460.2   | 9.600          | 0.0240       |
| plv 100     | 10       | relativo | 42746337.7   | 2.815          | 0.0141       |
| plv 200     | 20       | relativo | 67426575.7   | 22.795         | 0.0570       |
| dpv 10      | 1        | diff.    | -3378710.7   | 0.561          | 0.0281       |
| dpv 15      | 1.5      | diff.    | -4981529.5   | 0.842          | 0.0281       |
| dp 3        | 0.35     | diff.    | 807988.0     | 0.410          | 0.0586       |
| dp 20 A     | 2        | diff.    | 6654245.5    | 1.097          | 0.0274       |
| dp 20 B     | 2        | diff.    | 6670266.9    | 1.006          | 0.0252       |
| dp 70 B     | 7        | diff.    | 22940621.0   | 8.317          | 0.0594       |
| dp 70 C     | 7        | diff.    | 23011437.4   | 5.870          | 0.0419       |
| dp 100      | 10       | diff.    | 33322131.3   | 7.452          | 0.0373       |

Tabella 3.6: Trasduttori utilizzati: coefficienti angolari e incertezze

$$K_{yaw} = \frac{P_{left} - P_{right}}{P_t - P_s} \quad (3.6)$$

$$K_{pt} = \frac{P_t - P_{centr}}{P_t - P_s} \quad (3.7)$$

$$K_{ps} = \frac{P_s - (P_{AV})}{P_t - P_s} \quad (3.8)$$

Tutti i coefficienti sono rapportati alla quota cinetica del flusso  $q = (P_T - P_s)$ . Due trasduttori differenziali sono stati dedicati alla valutazione di tale grandezza ( $q_1$  e  $q_2$ ). Lo stesso vale anche per la differenza  $P_t - P_{centr}$  e  $P_{left} - P_{right}$ . Il numeratore del  $K_{ps}$  è l'unico che non è possibile valutare direttamente: rappresenta la differenza tra la pressione statica  $P_s$  e la media delle pressioni *left* e *right*  $P_{AV}$ . Per risolvere il problema è stato acquisito pertanto un segnale differenziale dal quale si possa procedere per calcolare  $P_{left}$  e  $P_{right}$ : la scelta è ricaduta su  $P_t - P_{left}$ .

I segnali di pressione tramite i collegamenti pneumatici sono stati inviati ai trasduttori. Analogamente i segnali di tensione vengono inviati alla scheda di acquisizione che provvede a campionarli e a inviarli al computer dedicato all'acquisizione.

I canali scelti per l'acquisizione sono riportati in tabella 3.7.

Per tutte le elaborazioni svolte è stata presa come quota cinetica di riferimento la media aritmetica tra le due acquisite  $q = (q_1 + q_2)/2$ .



| canale | variabile              | canale | variabile            |
|--------|------------------------|--------|----------------------|
| Ch 0   | $P_t$                  | Ch 4   | $P_{p1}$             |
| Ch 1   | $P_t - P_{centr}$      | Ch 5   | $q_1 = P_t - P_{s2}$ |
| Ch 2   | $P_t - P_{left}$       | Ch 6   | $q_2 = P_t - P_{s3}$ |
| Ch 3   | $P_{left} - P_{right}$ | Ch 7   | Temp.                |

Tabella 3.7: Canali acquisiti

### 3.6 Movimentazione della sonda

In figura 3.12 sono raffigurati, schematicamente in un sistema di riferimento solidale alla sonda, il piano contenente l'asse dello stelo e della testina (piano di pitch) e quello normale a questo contenente l'asse della testina (piano di yaw).

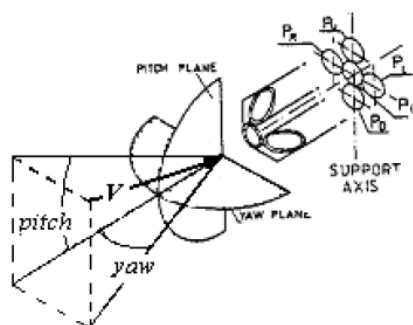


Figura 3.12: Sistema di riferimento sonda: angoli di yaw e di pitch

Nella presente sperimentazione, data la struttura dell'ugello e l'impossibilità di movimentare la sonda sul piano di pitch, si analizzerà il comportamento delle sonde solo al variare dell'angolo di yaw.

Il movimento è affidato ad una tavola rotante Micos, modello DT-65 N, già utilizzata in parecchie applicazioni industriali e costruita in lega di alluminio. È motorizzata con un motore passo passo retroazionata da un encoder. Si tratta di uno strumento di estrema precisione, in grado di garantire tolleranze di posizionamento elevatissime quali quelle richieste, ad esempio, nel posizionamento delle fibre ottiche. La tavola è costituita da una vite senza fine con passo molto ridotto: mettendo in rotazione la vite senza fine per mezzo del motore bipolare passo passo a 2 fasi, la tavola effettua il movimento angolare desiderato con la precisione espressa in tabella 3.8.

La tavola è stata montata in un riferimento solidale all'ugello (figura 3.13) e imprime alla sonda il movimento rotativo richiesto solo sull'asse dello yaw. In tabella 3.8 sono riportati i dati tecnici dello strumento.



Figura 3.13: Tavola rotante con sonda e accelerometro montata sull'ugello di misura

| Rotation Stage DT-65 N          |               |
|---------------------------------|---------------|
| Rotation Range                  | 360°, endless |
| Accuracy                        | +/- 0.02°     |
| Repeatability / Uni-directional | +/- 0.002°    |
| Reversal Error                  | +/- 0.01°     |
| Velocity Range [°/s]            | 0.001 ... 60  |

Tabella 3.8: Specifiche tecniche della tavola rotante utilizzata

Il motore viene controllato dal programma di acquisizione in LabVIEW, dove è possibile specificare tutti i principali parametri del movimento.

Ogni prova consiste nell'acquisire i segnali di pressione provenienti dall'impianto (pressione totale e statica) e dalla sonda, mentre questa viene fatta ruotare. Per le prove sulle sonde a 3 e a 5 fori si è scelto di fissare in 5° l'intervallo angolare tra un'acquisizione e l'altra e ruotare la sonda tra -35° e 35°.

Per la sonda cilindrica i parametri saranno leggermente diversi, il range angolare maggiore e gli intervalli più contenuti (verranno esaminati nel capitolo corrispondente).

Il riferimento angolare assoluto è stato valutato con un accelerometro solidale alla sonda che misura l'inclinazione della stessa. L'accuratezza di questo strumento è di 0.01, estremamente elevata.

### 3.7 Calcolo dell'incertezza totale della catena di misura

Tutti gli strumenti utilizzati nella catena di misura hanno un proprio livello di accuratezza che deve essere conosciuto per poter calcolare l'accuratezza totale del risultato. La combinazione dei possibili errori è utile per attribuire un peso a tutte le incertezze della catena di misura che in altro modo rimarrebbero poco confrontabili con il risultato ottenuto, come specificato dalla “guida all'espressione dell'incertezza di misura” UNI CEI ENV 13005 [1].

Per ricavare l'incertezza totale della catena di misura è necessario considerare il problema di calcolare una quantità  $y$  che è funzione di  $n$  variabili indipendenti  $x_1, x_2, x_3, \dots, x_n$

$$y = f(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n) \quad (3.9)$$

Per piccole variazioni delle variabili indipendenti nell'intorno di determinati “punti operativi” una serie di Taylor può dare una buona approssimazione della corrispondente variazione di  $y$

$$\Delta(y) \approx \frac{\partial f}{\partial x_1} \cdot \Delta(x_1) + \frac{\partial f}{\partial x_2} \cdot \Delta(x_2) + \frac{\partial f}{\partial x_3} \cdot \Delta(x_3) + \dots + \frac{\partial f}{\partial x_n} \cdot \Delta(x_n) \quad (3.10)$$

Si pensi alle derivate parziali come alle sensibilità di  $y$  rispetto alle variazioni di  $x$ . Quando una derivata parziale ha un valore numerico grande,  $y$  risulta essere molto sensibile a quella particolare  $x$ . Siccome le derivate parziali vengono valutate numericamente in corrispondenza del punto operativo, esse sono costanti nell'equazione 3.10.

In tal modo quest'equazione definisce  $y$  come una funzione lineare delle  $x$ , sebbene la funzione originale ( $f$ ) possa essere non lineare.

Se ora i  $\Delta(x)$  vengono considerati come le incertezze  $u_{x_i}$  per ogni valore misurato  $x_i$ , allora la corrispondente incertezza composta  $U_y$  di  $y$  è data da:

$$U_y \approx \sqrt{\left(\frac{\partial f}{\partial x_1} \cdot u_{x_1}\right)^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial x_2} \cdot u_{x_2}\right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial f}{\partial x_n} \cdot u_{x_n}\right)^2} \quad (3.11)$$

Questa relazione è nota come *legge di propagazione delle incertezze* e può essere applicata nel caso di calcolo dell'incertezza composta di una qualsiasi catena di misura.

Nel nostro caso le incertezze sui coefficienti adimensionali sono dovute a:

- Incertezze dei trasduttori utilizzati nelle singole prove, elencate in tabella 3.6.
- Incertezza della tavola rotante (in tabella 3.8) e del riferimento angolare (accelerometro).
- Incertezze del sistema di acquisizione, della scheda e dei collegamenti elettrici.

Dall'espressione della funzione  $f$  è agevole ricavare l'incertezza composta. Nella presente analisi si è presa in considerazione solo l'incertezza dovuta ai trasduttori, tralasciando le incertezze della tavola rotante e degli altri strumenti di misura, ritenute trascurabili in confronto.

Pertanto, noto il set di trasduttori impiegato e la funzione  $f$  del coefficiente, per ogni singola misura è possibile calcolare l'incertezza composta tramite 3.11.

Se per ogni configurazione vengono effettuate un numero  $N$  di prove, in modo indipendente e in condizioni controllate, senza pertanto variare alcun parametro in ingresso, per stimare il valore della grandezza e l'incertezza della misura è possibile seguire il seguente procedimento.

La migliore stima della grandezza è la media aritmetica del campione di dati:

$$\bar{x} = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N x_j \quad (3.12)$$

Mentre l'incertezza del risultato sarà pari allo scarto tipo della media:

$$U_{yN} = \frac{U_y}{\sqrt{N}} \quad (3.13)$$

## CAPITOLO 4

---

### Prove sulla sonda “cobra”

---

#### 4.1 Descrizione della sonda

Nel presente capitolo verrà studiato il comportamento delle sonde pneumatiche direzionali a 3 fori di tipo “cobra”.

Queste sonde, prodotte e utilizzate abitualmente dalla Nuovo Pignone, sono chiamate così per loro forma caratteristica: sono costituite da tre tubicini d'acciaio, del diametro interno di 0.45 millimetri, posti l'uno accanto all'altro (complanari), uniti tra loro per mezzo di una brasatura, e la cui estremità è opportunamente smussata e piegata di 70 gradi (pertanto è sempre presente un angolo di pitch di  $20^\circ$ ). Per aumentarne la rigidità la sonda è incamerata in un tubo con sezione di 3 mm di diametro, che lascia sporgere la testa di circa 8 mm dall'involucro. A 35 mm dalla testa della sonda la sezione si allarga nuovamente fino a 10 mm di diametro.

Nella configurazione utilizzata per le prove, la tenuta sull'ugello è stata realizzata con un tappo di ottone in cui è stata ricavata una cava per l'o-ring (sulla sezione da 3 mm di diametro). In questo modo è stata possibile la movimentazione della sonda sull'asse dello yaw senza problemi legati all'attrito tra sonda e ugello e nello stesso tempo si sono evitati grandi trafileamenti di portata attraverso il foro sull'ugello.

In figura 4.1 è rappresentato il disegno della sonda. Bisogna considerare comunque che questo tipo di strumenti sono costruiti a mano per cui sono possibili piccole variazioni sulla testina che rendono ogni sonda unica e con proprie peculiarità. Si osserva come le prese di pressione dalle quali ricavare

tutte le informazioni del flusso sono 3, la presa centrale, che in condizioni di incidenza nulla si avvicina alla totale, e le due prese laterali, Left e Right.

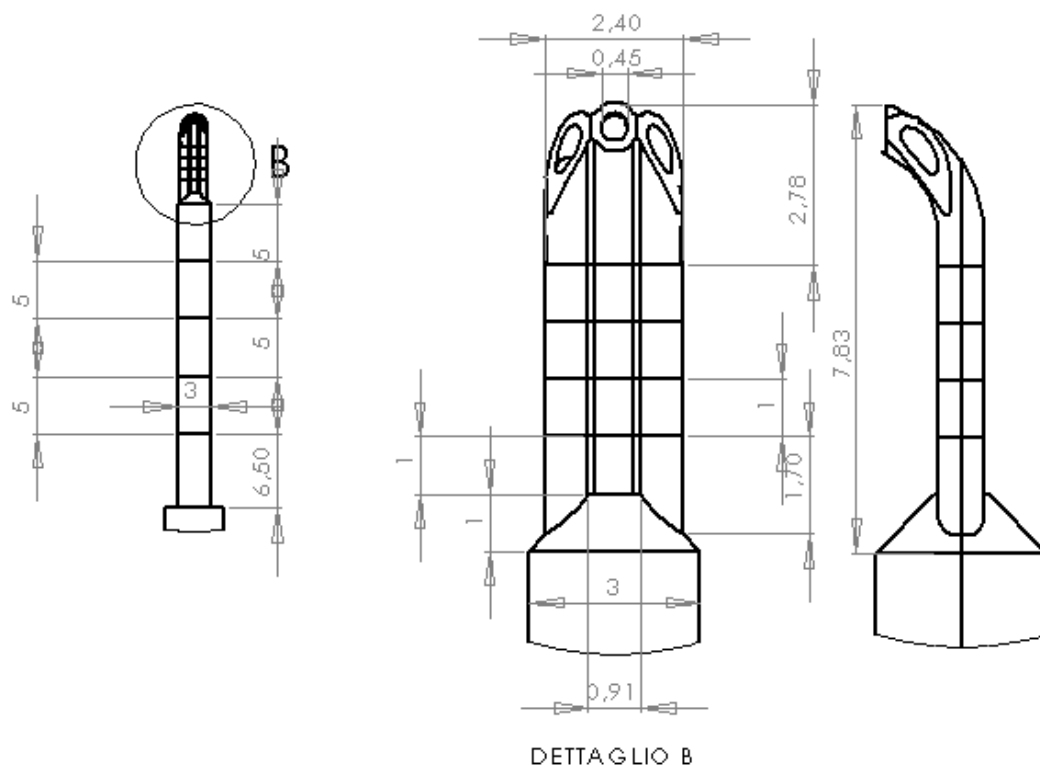


Figura 4.1: Disegno della sonda cobra, viste nel dettaglio

## 4.2 Verifica strutturale

Prima di iniziare la campagna sperimentale, all'interno del Laboratorio di Fluidodinamica delle Macchine del Politecnico di Milano, è stata effettuata la verifica strutturale di tale sonda, che in precedenza non era mai stata utilizzata in condizioni così critiche a livello aerodinamico nè in azienda nè all'interno del laboratorio.

L'analisi è stata condotta in due fasi: nella prima è stato calcolato il carico aerodinamico sulla sonda nella sua geometria reale mediante codice CFD mentre nella seconda, è stata svolta un'analisi strutturale mediante codice a elementi finiti imponendo come carico quello calcolato tramite CFD.

Per l'analisi CFD è stato usato un codice commerciale di fluidodinamica numerica. Il solutore utilizza il metodo ai volumi finiti per la risoluzione del sistema di equazioni di Navier-Stokes mediate secondo Reynolds (RANS).

I termini di flusso vengono modellati con metodi ad alta risoluzione, che garantiscono localmente un'accuratezza spaziale del secondo ordine.

Le condizioni al contorno necessarie affinché il problema risulti ben posto, sono:

- All'ingresso: Pressione totale (fino a 50 bar), Temperatura totale (400 K), Coseni direttori del vettore velocità, intensità di turbolenza (5 %), Viscosity Ratio (0.01);
- All'uscita: Pressione statica (valore medio sulla superficie di outlet).

La griglia utilizzata ha circa 2 milioni di elementi ed è caratterizzata da una dimensione delle celle pari a  $2 * 10^{-4}$  mm e  $4 * 10^{-4}$  mm nei pressi della parete fisica costituente lo stelo della sonda (in figura 4.2).

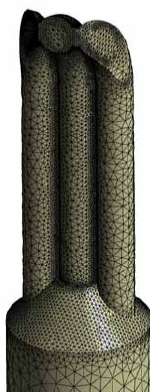


Figura 4.2: Esempio di griglia per la sonda "cobra"

Le dimensioni del dominio di calcolo sono state scelte in modo da modellare un flusso libero attorno alle sonde. Inoltre si è scelto di applicare le condizioni di periodicità sulle superfici laterali, così da poter agevolmente simulare un flusso con incidenza:

Altezza  $H = 1.5$  volte altezza della sonda;

Larghezza  $L = 7$  volte diametro dello stelo;

Profondità  $P = 5$  volte diametro dello stelo a monte; 13 volte diametro stelo a valle

Sono state analizzate condizioni a 4 numeri di Mach (0.1, 0.5, 0.75 e 0.9) e a pressioni statiche fino a 50 bar.

L'analisi strutturale è stata condotta tramite un codice di calcolo ad elementi finiti. La griglia di calcolo è composta da elementi tetraedrici con dimensione caratteristica pari a 0.6 mm: in corrispondenza delle variazioni di sezione la dimensione degli elementi si riduce fino al limite inferiore di 0.2 mm. (n° totale di elementi pari a 65940)

Le condizioni al contorno, cioè i vincoli applicati alla struttura sono:

- Incastro alla base dello stelo, in prossimità della boccola calibrata di guida dello stelo;
- Boccola a 33.9 mm dalla testa della sonda in corrispondenza della fine del tratto immerso nel fluido (condizioni operative della Nuovo Pignone); diametro interno pari al diametro dello stelo maggiorato di 0.6 mm. In corrispondenza di tale vincolo, lo stelo della sonda è libero di deformarsi fino a interferire con la boccola stessa.
- Il materiale utilizzato per tutte le parti della sonda è AISI 304 con carico di rottura pari a  $5.17 \cdot 10^8$  Pa e carico di snervamento di  $2.07 \cdot 10^8$  Pa.

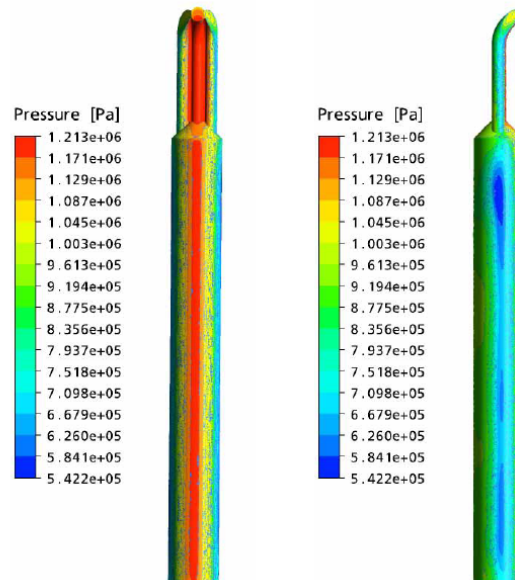


Figura 4.3: Sollecitazioni sulla sonda: vista frontale e laterale nel caso di Mach 0.5 e pressione statica di 10 bar

A partire dai risultati CFD (un esempio in figura 4.3) il carico aerodinamico è stato integrato sui singoli elementi e la forza corrispondente è stata applicata come carico concentrato sul baricentro dell'elemento stesso. Inoltre il calcolo aerodinamico è stato condotto in condizioni di flusso stazionarie: tale assunzione implica che il carico applicato alla sonda non contempla le sollecitazioni a fatica.

I risultati sono esposti sinteticamente nella tabella riassuntiva (figura 4.4) dei vari casi analizzati dove sono riportati i massimi valori di sollecitazione



strutturale, la deformazione della testa della sonda e l'angolo che la presa di pressione forma con la direzione del flusso (angolo di pitch).

Lo sfondo giallo evidenzia le condizioni prossime (o oltre) il limite di rottura, lo sfondo bianco è riservato alle condizioni prossime al limite di sneramento mentre lo sfondo azzurro riporta i casi ove le condizioni di esercizio sono accettabili.

| Mach | Pressione statica [bar <sub>A</sub> ] | Pressione totale [bar <sub>A</sub> ] | Reynolds basato su diametro stelo | Stress innesto [Pa]     | Stress boccola/incastro [Pa] | Contatto Boccola(S/N) | Max Def. [mm] | Def. Streamwise [mm] | Def. Assiale [mm] | angolo di Pitch [°] |
|------|---------------------------------------|--------------------------------------|-----------------------------------|-------------------------|------------------------------|-----------------------|---------------|----------------------|-------------------|---------------------|
| 0.1  | 1                                     | 1.007                                | 5.82E+03                          | 1.738 * 10 <sup>6</sup> | 1.117 * 10 <sup>6</sup>      | No                    | 0.0052        | 0.0052               | 0.0001            | 0.77                |
|      | 3                                     | 3.021                                | 1.75E+04                          | 1.116 * 10 <sup>8</sup> | 6.952 * 10 <sup>7</sup>      | No                    | 0.6119        | 0.6118               | 0.0144            | 1.35                |
|      | 10                                    | 10.07                                | 5.82E+04                          | 3.721 * 10 <sup>8</sup> | 2.731 * 10 <sup>8</sup>      | Si                    | 0.8382        | 0.8375               | 0.0273            | 1.86                |
|      | 50                                    | 50.35                                | 2.91E+05                          | 1.882 * 10 <sup>9</sup> | 1.625 * 10 <sup>9</sup>      | Si                    | 2.0066        | 2.0038               | 0.1052            | 3.00                |
| 0.5  | 1                                     | 1.19                                 | 2.91E+04                          | 3.03 * 10 <sup>7</sup>  | 7.27 * 10 <sup>7</sup>       | No                    | 0.6212        | 0.6210               | 0.0129            | 1.19                |
|      | 3                                     | 3.56                                 | 8.73E+04                          | 9.716 * 10 <sup>7</sup> | 2.389 * 10 <sup>8</sup>      | Si                    | 0.7159        | 0.7155               | 0.0177            | 1.42                |
|      | 10                                    | 11.9                                 | 2.91E+05                          | 3.242 * 10 <sup>8</sup> | 9.177 * 10 <sup>8</sup>      | Si                    | 1.0829        | 1.0822               | 0.0361            | 1.91                |
|      | 42.45                                 | 50.35                                | 1.24E+06                          | 1.621 * 10 <sup>9</sup> | 1.542 * 10 <sup>9</sup>      | Si                    | 3.1069        | 3.1038               | 0.1386            | 2.56                |
| 0.7  | 1                                     | 1.39                                 | 4.07E+04                          | 4.037 * 10 <sup>7</sup> | 1.610 * 10 <sup>8</sup>      | Si                    | 0.6640        | 0.6637               | 0.0147            | 1.27                |
|      | 3                                     | 4.16                                 | 1.22E+05                          | 1.206 * 10 <sup>8</sup> | 6.623 * 10 <sup>8</sup>      | Si                    | 0.88806       | 0.8875               | 0.0250            | 1.61                |
|      | 10                                    | 13.87                                | 4.07E+05                          | 3.976 * 10 <sup>8</sup> | 1.995 * 10 <sup>9</sup>      | Si                    | 1.6642        | 1.6631               | 0.0606            | 2.09                |
| 0.9  | 1                                     | 1.69                                 | 5.24E+04                          | 9.861 * 10 <sup>7</sup> | 5.664 * 10 <sup>8</sup>      | Si                    | 0.8366        | 0.8360               | 0.0227            | 1.55                |
|      | 3                                     | 5.07                                 | 1.57E+05                          | 2.972 * 10 <sup>8</sup> | 1.839 * 10 <sup>9</sup>      | Si                    | 1.4185        | 1.4177               | 0.0495            | 2.00                |

Figura 4.4: Tabella riassuntiva dei risultati dell'analisi strutturale

Le simulazioni hanno evidenziato i punti di maggiore sollecitazione a seconda della condizione operativa:

- Il raccordo stelo cilindrico - tubicini costituenti le prese di pressione, denominato come innesto.
- Lo stelo della sonda, in particolare la zona vicina al vincolo cedevole dove la sonda inizia ad essere immersa nel campo fluidodinamico. (il vincolo cedevole va in appoggio nei casi più critici)

A seguito delle simulazioni effettuate, le sonde "cobra" sono risultate non adatte a livelli di sollecitazione così elevati perchè hanno presentato consistenti problemi strutturali quando il carico aerodinamico diventa significativo, sia per incremento del numero di Mach, sia per incremento del livello medio di pressione nella sezione di prova.

### 4.3 Prove effettuate

Le condizioni alle quali effettuare le prove sono state definite a priori e espresse in tabella 4.1. I numeri di Mach sono quelli che le varie configurazioni

permettono di ottenere così come la pressione massima raggiungibile è legata al limite sulla portata dell'impianto. In tabella sono riportati, oltre alle pressioni totale e statica, anche la quota cinetica del flusso e il numero di Reynolds riferito alla sonda. Si è scelto come dimensione caratteristica la larghezza della testina della sonda (2.4 mm).

| ELENCO PROVE EFFETTUATE SONDA “COBRA” |        |               |               |                          |
|---------------------------------------|--------|---------------|---------------|--------------------------|
|                                       | $P_t$  | $P_s$         | $(P_t - P_s)$ | Reynolds                 |
| Mach                                  | bar    | bar           | mbar          | Based on Dprobe = 2.4 mm |
| <b>0.10</b>                           | 1.007  | <b>1.000</b>  | 7.0           | 6.20E+03                 |
| <b>0.10</b>                           | 3.021  | <b>3.000</b>  | 21.1          | 1.86E+04                 |
| <b>0.10</b>                           | 6.042  | <b>6.000</b>  | 42.3          | 3.72E+04                 |
| <b>0.10</b>                           | 9.063  | <b>9.000</b>  | 63.4          | 5.58E+04                 |
| <b>0.10</b>                           | 12.085 | <b>12.000</b> | 84.6          | 7.44E+04                 |
| <b>0.10</b>                           | 15.106 | <b>15.000</b> | 105.7         | 9.30E+04                 |
| <b>0.49</b>                           | 1.186  | <b>1.000</b>  | 186.2         | 3.19E+04                 |
| <b>0.49</b>                           | 3.559  | <b>3.000</b>  | 558.7         | 9.57E+04                 |
| <b>0.49</b>                           | 7.117  | <b>6.000</b>  | 1117.4        | 1.91E+05                 |
| <b>0.49</b>                           | 10.676 | <b>9.000</b>  | 1676.2        | 2.87E+05                 |
| <b>0.49</b>                           | 14.235 | <b>12.000</b> | 2234.9        | 3.83E+05                 |
| <b>0.71</b>                           | 1.452  | <b>1.000</b>  | 452.2         | 4.71E+04                 |
| <b>0.71</b>                           | 4.357  | <b>3.000</b>  | 1356.7        | 1.41E+05                 |
| <b>0.71</b>                           | 8.713  | <b>6.000</b>  | 2713.3        | 2.83E+05                 |
| <b>0.71</b>                           | 13.070 | <b>9.000</b>  | 4070.0        | 4.24E+05                 |
| <b>0.86</b>                           | 1.695  | <b>1.000</b>  | 694.9         | 6.69E+04                 |
| <b>0.86</b>                           | 5.085  | <b>3.000</b>  | 2084.7        | 2.01E+05                 |
| <b>0.86</b>                           | 10.169 | <b>6.000</b>  | 4169.5        | 4.01E+05                 |

Tabella 4.1: Elenco di tutte le prove effettuate con la sonda “cobra”

Per chiarezza, in figura 4.5, sono riportati, in un grafico numero di Mach - numero di Reynolds, i vari livelli ai quali le prove sono state effettuate. Ricordando i risultati della simulazione strutturale, si è proceduto con estrema cautela nella sperimentazione: i carichi aerodinamici sono particolarmente severi e il rischio di inflessione e successiva rottura sono consistenti.

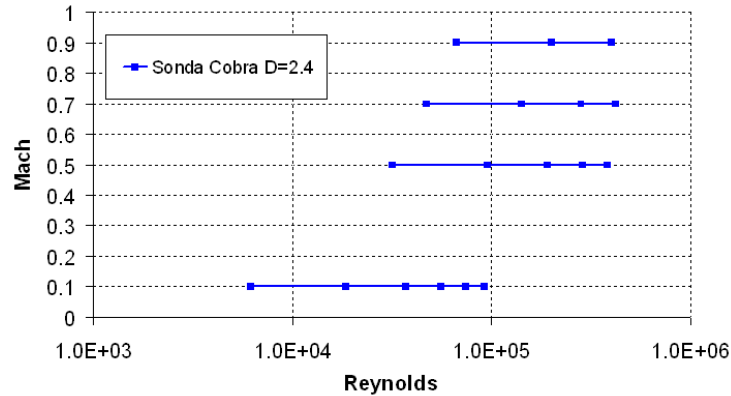


Figura 4.5: Grafico sintetico delle prove svolte sulla sonda “cobra”

## 4.4 Preparazione delle prove

### 4.4.1 Scelta dei trasduttori adeguati e dei tempi di attesa

Un requisito importante per realizzare una buona campagna di sperimentazione è quello di scegliere i trasduttori ottimali ad ogni situazione e di studiare la loro miglior disposizione per minimizzare l’incertezza. I trasduttori relativi sono stati utilizzati per le misure della pressione statica e totale, mentre per tutte le altre grandezze si sono impiegati i trasduttori differenziali.

Per il calcolo dei coefficienti adimensionali le grandezze acquisite singolarmente sono:

- $q_1 = P_t - P_{s2}$  (Quota cinetica 1)
- $q_2 = P_t - P_{s3}$  (Quota cinetica 2)
- $dp_{centr} = P_t - P_{centr}$
- $dp_{left} = P_t - P_{left}$
- $dp_{yaw} = P_{left} - P_{right}$

Il programma di elaborazione provvede al calcolo di tutte le pressioni della sonda, dei coefficienti del Politecnico di Milano secondo la definizione, dei coefficienti della Nuovo Pignone e del numero di Reynolds.

Per prevedere i valori dei coefficienti e quindi associare il trasduttore dal fondoscala corrispondente si è proceduto elaborando delle curve di taratura della stessa sonda “cobra” provenienti da una passata calibrazione (figura 4.6).

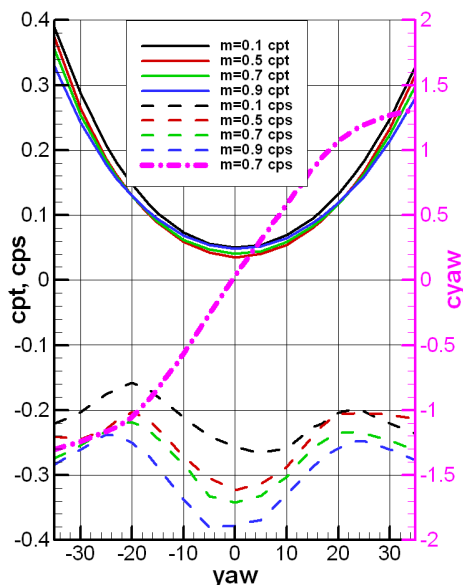


Figura 4.6: Curve di calibrazione per la sonda “cobra”

Dalle curve di taratura si è risaliti alle pressioni sulle prese e quindi ai valori differenziali che si è deciso di acquisire. Si osservi come il coefficiente di yaw sia definito come l'opposto del  $K_{yaw}$ .

In tabella 4.2 sono riportati i calcoli effettuati per alcune delle principali condizioni di prova. Il massimo valore dei coefficienti è stimato essere sempre a yaw pari a  $35^\circ$ , pertanto i valori riportati corrispondono a quell'incidenza. Si è giunti così a definire il set di trasduttori da utilizzare nelle prove senza che si siano evidenziati problemi di mancanza di trasduttori dal fondoscala adeguato.

Per quanto riguarda i tempi di attesa la verifica è stata condotta sperimentalmente. I collegamenti pneumatici tra la sonda e i trasduttori sono dei tubicini da 2 mm di diametro interno. Le condizioni più critiche sono a Mach 0.1 e pressione ambiente in quanto i gradienti in gioco sono molto bassi e il segnale di pressione impiega parecchio tempo a riempire la linea che lo collega alla camera di misura del trasduttore corrispondente. Sono state effettuate prove con tempi di attesa di 3 secondi, 5 secondi e 7 secondi.

Si è osservato come tra le prove a 5 e 7 secondi di attesa non vi siano stati cambiamenti significativi per cui si è scelto di utilizzare come tempo di attesa 5 secondi per tutta la campagna di sperimentazione.

|      | $P_t$   | $P_s$   | $dp_{left}$ | $dp_{yaw}$ | $dp_{centr}$ | $q$     |
|------|---------|---------|-------------|------------|--------------|---------|
| MACH | bar     | bar     | mbar        | mbar       | mbar         | mbar    |
| 0.10 | 1.0070  | 1.0000  | 10.01       | 9.16       | 2.82         | 7.05    |
| 0.10 | 3.0211  | 3.0000  | 30.03       | 27.49      | 8.46         | 21.15   |
| 0.10 | 9.0634  | 9.0000  | 90.09       | 82.48      | 25.38        | 63.44   |
| 0.10 | 15.1057 | 15.0000 | 150.15      | 137.46     | 42.30        | 105.74  |
| 0.49 | 1.1862  | 1.0000  | 260.74      | 242.11     | 74.50        | 186.24  |
| 0.49 | 3.5587  | 3.0000  | 782.21      | 726.33     | 223.49       | 558.72  |
| 0.49 | 10.6762 | 9.0000  | 2346.62     | 2179.00    | 670.46       | 1676.16 |
| 0.49 | 14.2349 | 12.0000 | 3128.83     | 2905.34    | 893.95       | 2234.88 |
| 0.71 | 1.4522  | 1.0000  | 619.54      | 587.89     | 180.89       | 452.22  |
| 0.71 | 4.3567  | 3.0000  | 1858.63     | 1763.67    | 542.67       | 1356.67 |
| 0.71 | 8.7133  | 6.0000  | 3717.26     | 3527.33    | 1085.33      | 2713.33 |
| 0.71 | 15.0000 | 9.0000  | 8220.00     | 7800.00    | 2400.00      | 6000.00 |
| 0.86 | 1.6950  | 1.0000  | 974.42      | 924.63     | 284.50       | 695.04  |
| 0.86 | 5.0847  | 3.0000  | 2856.10     | 2710.17    | 833.90       | 2084.75 |
| 0.86 | 10.1695 | 6.0000  | 5712.20     | 5420.34    | 1667.80      | 4169.49 |

Tabella 4.2: Valori delle grandezze da misurare ricavate dalla matrice di calibrazione

#### 4.4.2 Centraggio iniziale della sonda e problemi sulla ripetibilità

Una prima operazione molto delicata da svolgere è quella del centraggio che consiste nel valutare in quale punto si annulla il coefficiente di yaw, ovvero a che angolo le due prese laterali della sonda misurano la stessa pressione. Questo punto corrisponderà all'angolo di yaw pari a 0 per la sonda. Può accadere che, poichè le prese della sonda non sono perfettamente simmetriche, il centro per il coefficiente di yaw non corrisponda al centro anche per il coefficiente di pressione totale.

In figura 4.7 sono raffigurate 2 prove di centraggio. Dopo la prima, la sonda è stata rifasata con un offset angolare di  $5.62^\circ$  (letto sull'inclinometro). Questo sarà lo zero di riferimento che verrà utilizzato in tutta la campagna sperimentale.

Un altro requisito fondamentale per le prove è la ripetibilità. Ogni prova effettuata nelle stesse condizioni deve portare a identici risultati. In figura 4.8 sono rappresentate alcune prove effettuate nelle stesse condizioni, a numero di Mach 0.5 e alla pressione statica di 6 bar. Si nota come ci sia comunque una piccola variabilità tra le diverse prove soprattutto per quanto riguarda il coefficiente di pressione statica. Gli altri due coefficienti, specialmente quello di pressione totale, possono considerarsi perfettamente ripetibili.

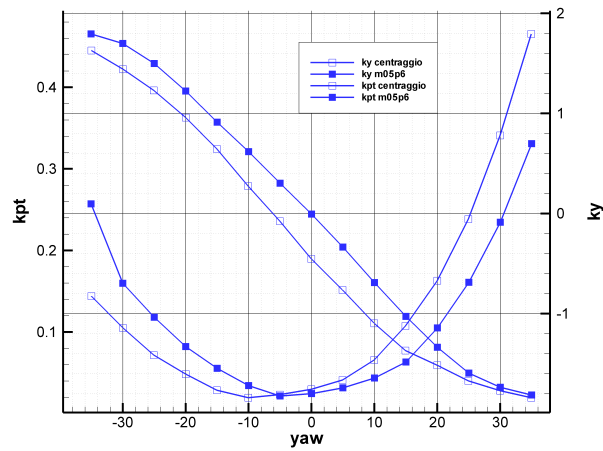


Figura 4.7: Due prove di centraggio della sonda

Per incrementare l’affidabilità delle misure si è provveduto a ripetere ogni prova almeno due volte e successivamente mediare tra loro i dati ottenuti. In tale modo, come spiegato nel paragrafo 3.7, si è minimizzata l’incertezza di ogni singola prova.

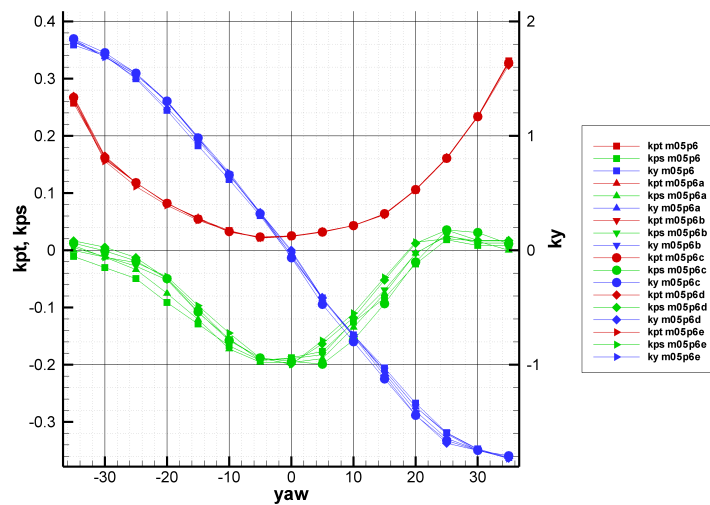


Figura 4.8: Esempio di varie prove effettuate a Mach 0.5 e pressione statica di 6 bar

#### 4.4.3 Isteresi della sonda

Tra i controlli è stata posta particolare attenzione nel valutare l’isteresi della sonda. È possibile che i fenomeni legati al numero di Reynolds si ve-

rifichino in modalità o ad angoli di yaw diversi a seconda di come la sonda viene movimentata. Pertanto sono state effettuate alcune prove da  $-35^\circ$  a  $35^\circ$  e viceversa, a vari livelli del numero di Reynolds.

I risultati sono assolutamente soddisfacenti e nella figura 4.9 ne è riportato un esempio. In questo caso la prova è stata effettuata a Mach 0.7 e pressione statica di 3 bar; le considerazioni sono valide per la generalità dei casi.

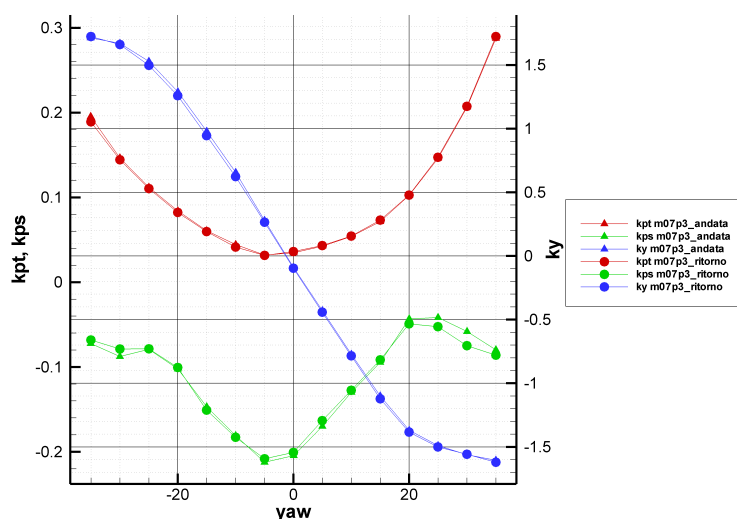


Figura 4.9: Due prove effettuate a Mach 0.7 e pressione statica di 3 bar da  $-35^\circ$  a  $35^\circ$  e viceversa

## 4.5 Analisi dei risultati

### 4.5.1 Numero di Mach 0.1

Le prime prove effettuate sono state quelle con numero di Reynolds più basso: per questa sonda, a numero di Mach = 0.1 e pressione ambiente, il numero di Reynolds vale  $6.2 \cdot 10^3$  e cresce con la pressione statica fino a  $9.3 \cdot 10^4$ . In figura 4.10 sono riportate le medie dei dati acquisiti alle varie pressioni. Si nota come tutti e tre i coefficienti raffigurati ( $K_{pt}$ ,  $K_{ps}$ ,  $K_{yaw}$ ) subiscano pesanti cambiamenti al crescere della pressione.

Il coefficiente di pressione totale  $K_{pt}$  inizialmente molto basso, alla pressione di 3 bar cresce considerevolmente per poi decrescere nuovamente.

Il  $K_{yaw}$  presenta uno sfarfallamento accentuato all'aumentare dell'angolo di yaw e al variare della pressione; inoltre risulta leggermente scentrato rispetto allo zero.

Il  $K_{ps}$  fa registrare notevoli variazioni tra i vari livelli: soprattutto alla pressione di 1 bar, i valori sono considerevolmente inferiori rispetto a quelli

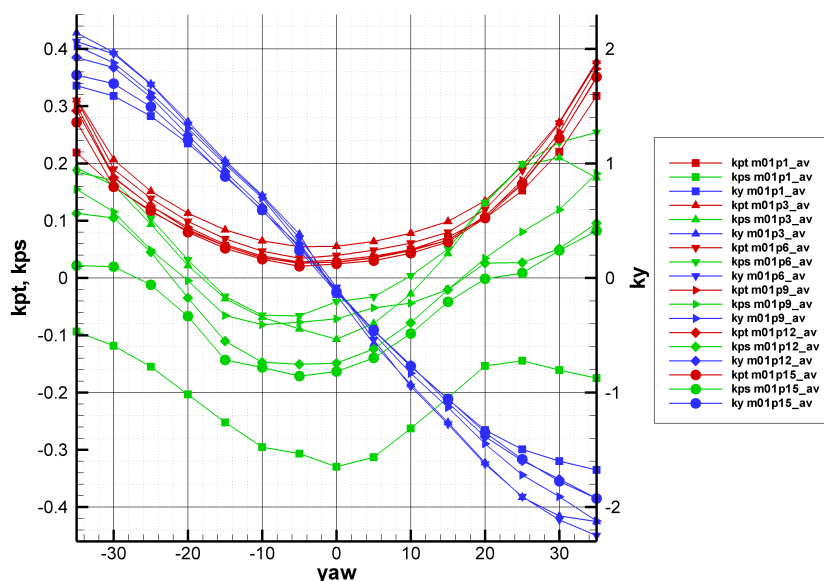


Figura 4.10: Sonda “cobra”, prove a mach 0.1, pressione statica da 1 a 15 bar: dati mediati

a pressioni più elevate. Gli stessi effetti sono stati rilevati anche da Hodson [7] in modo accentuato su sonde con la stessa disposizione dei fori (*forward facing*).

Nel dettaglio, in figura 4.11, si osservano, per i coefficienti  $K_{yaw}$  e  $K_{pt}$ , gli errori prevedibili, in caso di taratura a pressione ambiente. Per il coefficiente di yaw è di circa  $0.6^\circ$ , per il coefficiente di pressione totale è del 4% della quota cinetica del flusso. È evidente come per valori più elevati di incidenza l'errore sull'identificazione dell'angolo di yaw assuma maggiore importanza.

In figura 4.12 sono raffigurati i coefficienti in uso alla Nuovo Pignone,  $C_{pt}$ ,  $C_{ps}$ ,  $C_{yaw}$ . La dispersione dei dati e l'influenza del numero di Reynolds sono pressapoco gli stessi. Si noti in particolare il coefficiente di pressione statica  $C_{ps}$  che a pressione ambiente vale circa un terzo che a pressioni maggiori.

Un parametro caratteristico che permette di valutare gli effetti sulla singola presa di pressione della sonda è il numero di Mach locale riferito alla presa stessa. Questo può essere calcolato inserendo nella 4.1 la pressione della presa  $i$ -esima. È anch'esso un numero adimensionale, ma esprime il rapporto tra la velocità  $i$ -esima, ovvero una differenza di pressione, e la velocità del suono (pressochè costante tra una prova e l'altra). Poichè esprime un  $\Delta$  tra pressioni e non un rapporto (come i coefficienti di taratura), è lecito aspettarsi un'amplificazione degli stessi effetti osservati in precedenza.



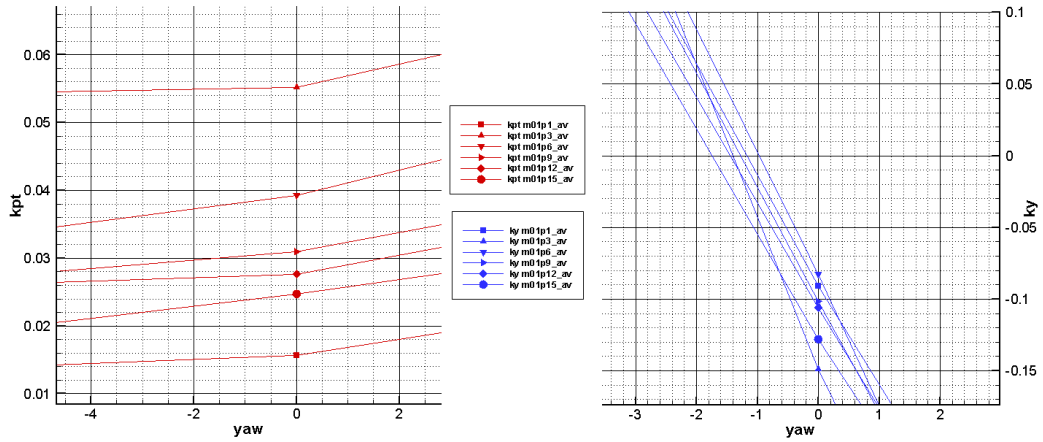


Figura 4.11: Sonda “cobra”, visualizzazione degli errori, particolare del  $K_{pt}$  e del  $K_{yaw}$

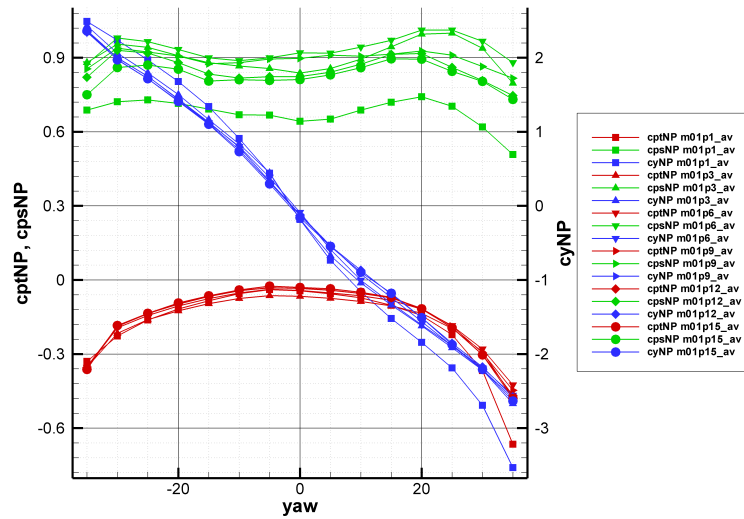


Figura 4.12: Sonda “cobra”, coefficienti della Nuovo Pignone, prove a mach 0.1, pressione statica da 1 a 15 bar: dati mediati

$$M_i = \frac{V_i}{\sqrt{\gamma RT}} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left( \left( \frac{p_T}{p_i} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right)} \quad (4.1)$$

Nel grafico 4.13 sono riportati i valori del numero di Mach locale. Si osserva come a Mach 0.1 e pressione di 1 bar, ovvero la condizione corrispondente al numero di Reynolds più basso, pari  $6.2 \cdot 10^3$ , l'effetto predominante sia sulla presa *left* che risulta essere completamente dissociata rispetto alle altre. Anche sulla presa *right* l'effetto appare comunque consistente. Osservando

anche i valori alle altre pressioni, si sottolinea come sulla singola presa si instaurino delle bolle di separazione intorno ai  $20^\circ$  per la presa *left* e ai  $-20^\circ$  per la presa *right*, come si legge dal cambiamento di pendenza della curva. Inoltre, come prevedibile, lo sfarfallamento è più accentuato quando la presa è sotto incidenza, meno quando è rivolta verso il flusso.

Per la presa centrale, escluso il caso di pressione statica di 1 bar, si verifica localmente un leggero decremento di velocità al crescere della pressione.

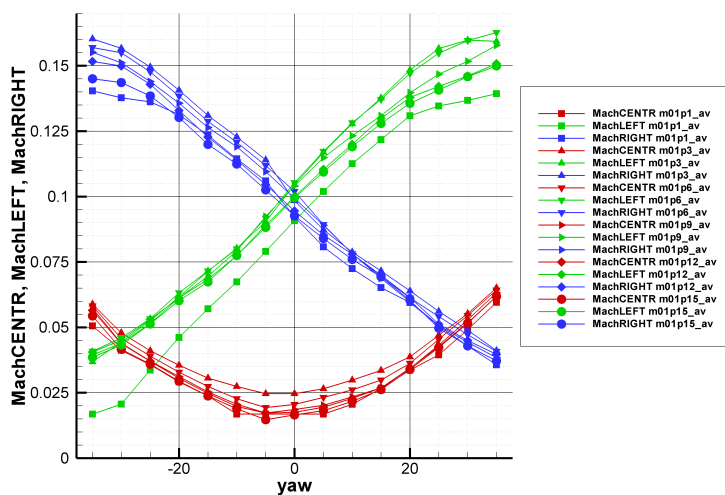


Figura 4.13: Sonda “cobra”, numero di Mach locale sulle prese, prove a mach 0.1, pressione statica da 1 a 15 bar: dati mediati

#### 4.5.2 Numero di Mach 0.5

Le prove successive sono state svolte sull’ugello nella configurazione che permette di raggiungere il numero di Mach 0.5. Il numero di Reynolds a pressione ambiente vale  $2.9 \times 10^4$ , di gran lunga superiore rispetto alle prove eseguite a numero di Mach di 0.1 nelle quali erano presenti degli effetti marcati; alla massima pressione il numero di Reynolds vale  $3.5 \times 10^5$ .

In figura 4.14 è rappresentata la terna di coefficienti in uso al Politecnico di Milano. Si nota come i grafici siano più uniformi rispetto a quelli realizzati a numero di Mach 0.1. Sia il  $K_{pt}$  che il  $K_{yaw}$  sono meno dispersi e non si individuano particolari effetti legati all’aumento della pressione. Il  $K_{ps}$  presenta, come prevedibile, dei fenomeni legati al cambiamento del numero di Reynolds: l’effetto dominante è concentrato a bassa pressione, ovvero a  $Re = 2.9 \times 10^4$ , dove la curva del coefficiente si discosta dai valori rilevati a pressioni maggiori. Si osserva comunque una dispersione notevole dei dati, anche a numeri di Reynolds più elevati.

I coefficienti in uso alla Nuovo Pignone ricalcano gli andamenti dei coefficienti del Politecnico di Milano. La dispersione al variare del numero di Reynolds risulta essere simile.

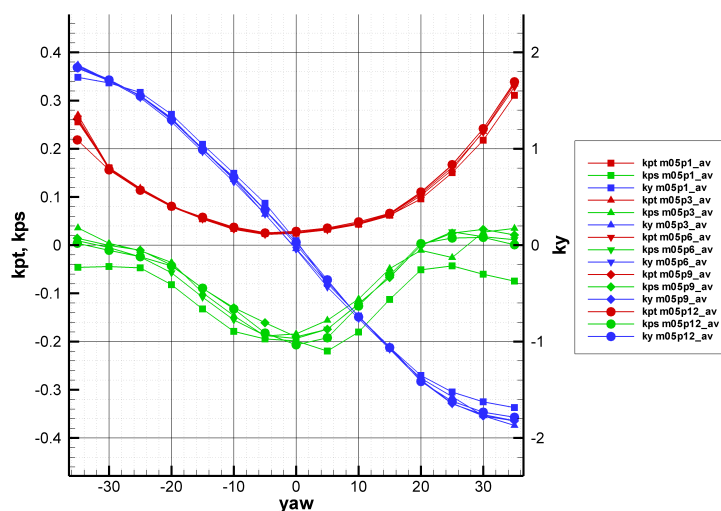


Figura 4.14: Sonda “cobra”, prove a mach 0.5, pressione statica da 1 a 12 bar: dati mediati

### 4.5.3 Prove a numeri di Mach elevati: problemi di inflessione

Le ultime prove realizzate sulla sonda “cobra” sono quelle a numero di Mach pari a 0.7 e 0.9. Come rilevato dall’analisi strutturale, tale sonda presenta a carichi aerodinamici elevati gravi problemi. In tabella 4.4 si può osservare come la sonda sotto sforzo tenda a inflettersi realizzando un angolo di pitch non nullo che necessariamente influenza le misure di pressione sulle prese.

Questo effetto di inflessione della testina si sovrappone a quello del numero di Reynolds che si prevede essere piuttosto scarso.

I valori del numero di Reynolds variano tra un minimo di  $4.3 \cdot 10^4$  e un massimo di  $3.9 \cdot 10^5$ . In figura 4.15 sono riportati i dati a numero di Mach pari a 0.9 per i 3 livelli di pressione testati: si osserva come il  $K_{pt}$  cresca vistosamente all’aumentare della pressione, e quindi del carico aerodinamico. La pressione sulla presa centrale della sonda si allontana dalla pressione totale del flusso a causa dell’inflessione della testina.

A numero di Mach pari a 0.7 il fenomeno è simile, leggermente meno accentuato.

Anche il  $K_{ps}$  presenta un andamento crescente al variare del numero di Reynolds. Per questo coefficiente è più complesso fare considerazioni in quanto nella sua formulazione rientrano sia la differenza  $dp_{LEFT} = P_t - P_{left}$ , sia la differenza  $dp_{yaw} = P_{left} - P_{right}$ . Quest’ultima, da un attento esame del grafico, non dovrebbe portare particolari effetti pertanto si ipotizza un contributo dovuto alla presa *left*, anch’essa affetta dal fenomeno dell’inflexione, verificato in modo meno accentuato anche nel grafico 4.16.

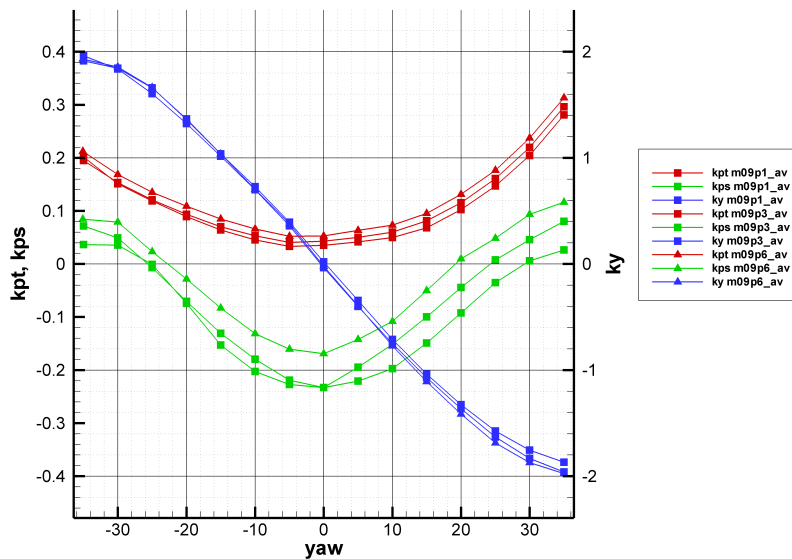


Figura 4.15: Sonda “cobra”, prove a mach 0.9, pressione statica da 1 a 6 bar: dati mediati

L’andamento del numero di Mach sulla singola presa evidenzia i fenomeni specifici sui singoli fori: in figura 4.16 sono indicati i risultati per le prove a numero di Mach pari a 0.7. Si osservi come per la singola presa di pressione il campo di flusso aderente alla sonda vale circa  $\pm 20^\circ$ , oltre i quali è evidente come nasca a tutte le pressioni una bolla di separazione che rende costante il numero di Mach calcolato sulla presa (fenomeno particolarmente evidente sulla presa *left*).

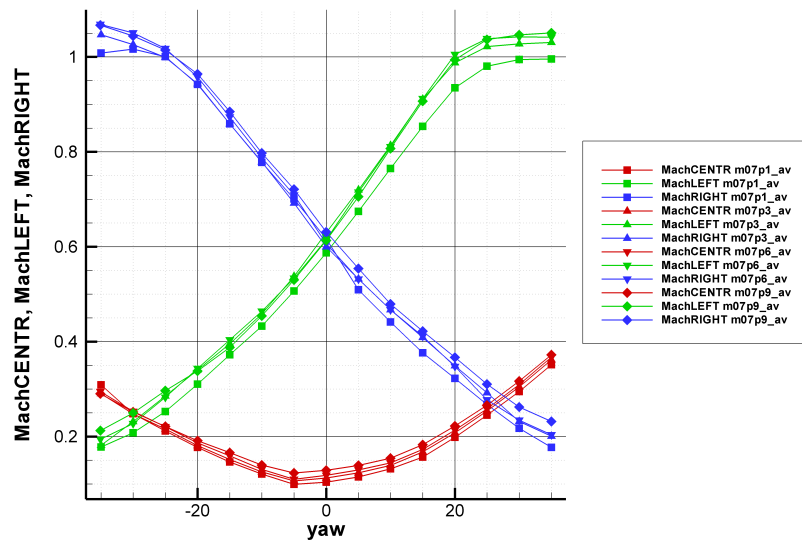


Figura 4.16: Sonda “cobra”, numero di Mach locale sulle prese, prove a mach 0.7, pressione statica da 1 a 9 bar: dati mediati

## 4.6 Analisi dei risultati attraverso le curve iso-valore

Per meglio valutare le variazioni a numero di Mach costante, i dati acquisiti sono stati rielaborati e rappresentati tramite grafici con contorni iso-valore del coefficiente corrispondente. Sulle ascisse è presente il numero di Reynolds, mentre sulle ordinate l'angolo di yaw.

Nei grafici in figura 4.17 è rappresentato, ai 4 numeri di Mach indagati, il coefficiente di pressione totale  $K_{pt}$ . Si osservano, come visto in precedenza:

- a numero di Mach 0.1, consistenti effetti a numero di Reynolds compreso tra  $6.2 * 10^3$  e  $6 * 10^4$ .
- a numero di Mach di 0.5 nessun effetto rilevante.
- a numero di Mach 0.7 e 0.9 le curve si restringono verso il centro a delineare il fenomeno dell'inflessione della testina della sonda, già illustrato in precedenza.

In figura 4.18, allo stesso modo, è rappresentato il coefficiente di pressione statica  $K_{ps}$ : si osserva ancora il pesante effetto del numero di Reynolds a numero di Mach pari a 0.1 concentrato prevalentemente a bassi valori della pressione (e quindi a bassi numeri di Reynolds).

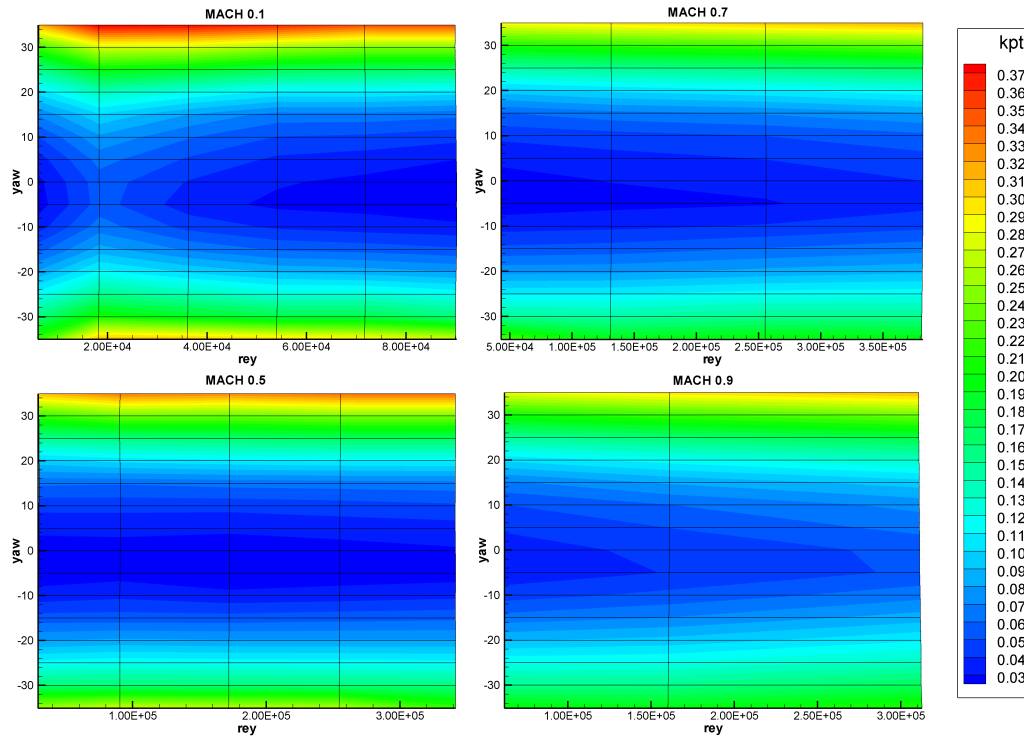


Figura 4.17: Sonda “cobra”, Curve iso-valore del  $K_{pt}$  a tutti i numeri di Mach testati (intervallo tra i contorni pari a 0.01)

Dominy e Hodson [7] hanno stimato la dispersione del coefficiente di pressione statica, per una sonda dello stesso tipo, come il 20 % della quota cinetica del flusso. In questo caso, valutando due misure a numeri di Reynolds di  $6.2 \cdot 10^3$  e  $3.7 \cdot 10^4$ , (ovvero pressioni statiche di 1 bar e 6 bar) l’errore potenziale vale circa il 30 % della quota cinetica.

Il  $K_{yaw}$  è rappresentato tramite curve parametriche dell’angolo di yaw: ogni curva identifica un valore a intervalli di  $5^\circ$ . Gli effetti, raffigurati come uno sfarfallamento in figura 4.10, sono meglio definiti in figura 4.19.

Inoltre il coefficiente presenta, a incidenza nulla e numero di Mach 0.1, uno scostamento di circa  $1^\circ$  sull’angolo di yaw che al crescere del numero di Reynolds tende a scomparire. Anche a numeri di Mach maggiori, come 0.5 e 0.7, rimane un l’effetto simile, di rilevanza leggermente minore che comporta difficoltà nell’identificazione della direzione del flusso.

Si osserva, per il  $K_{pt}$  e il  $K_{ps}$ , un’inversione di tendenza sui entrambi i coefficienti dell’effetto del numero di Reynolds intorno a  $2 \cdot 10^4$  su tutto il campo dell’angolo di yaw, dovuto a cambiamenti della struttura del flusso nell’intorno della testina della sonda.

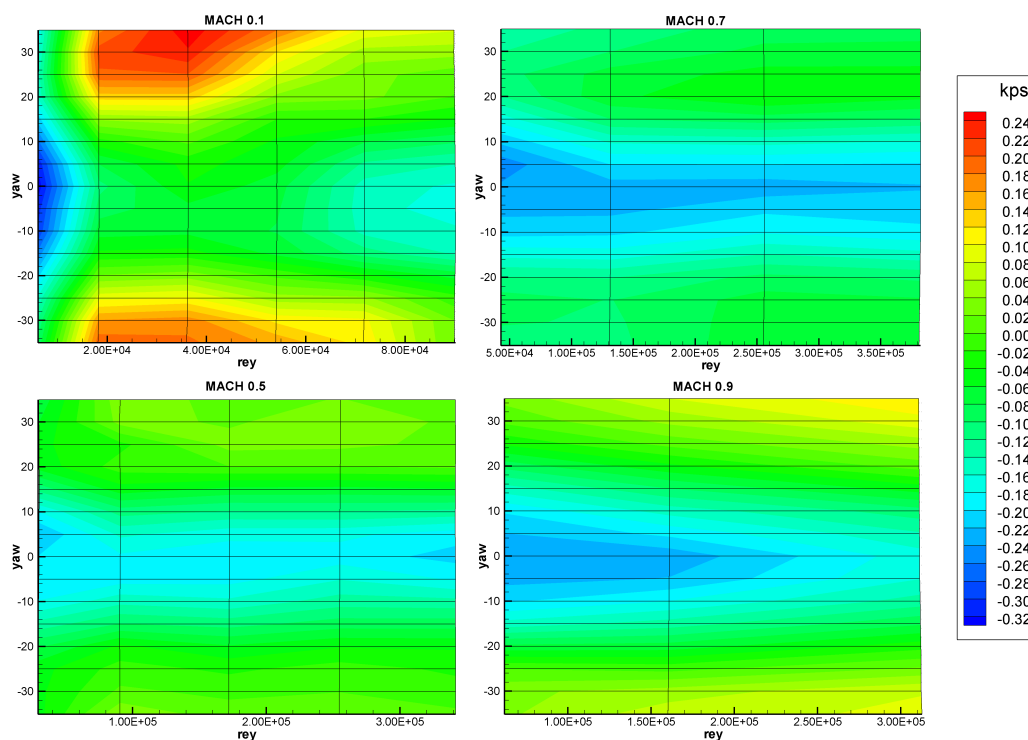


Figura 4.18: Sonda “cobra”, Curve iso-valore del  $K_{ps}$  a tutti i numeri di Mach testati (intervallo tra i contorni pari a 0.02)

## 4.7 Considerazioni finali per la sonda “cobra”

Da tutte le prove realizzate e dalle elaborazioni effettuate sui dati si possono trarre alcune conclusioni inerenti il comportamento delle sonde “cobra” al variare del numero di Reynolds:

- L’effetto del numero di Reynolds è presente in tutto il campo testato: è particolarmente evidente a numeri di Reynolds bassi, fino a circa  $5 * 10^4$  dove l’influenza è consistente per tutti i coefficienti: in particolar modo il coefficiente di pressione statica disegna andamenti notevolmente variabili.
- Il coefficiente di yaw presenta uno “sfarfallamento” accentuato al crescere del numero di Reynolds, causato, presumibilmente, da bolle di separazione che nascono dal bordo di attacco della sonda.
- A numeri di Reynolds elevati, si ipotizza una zona di autosimilitudine in cui non si verifica più alcun effetto, ma insorge, a causa della fragilità della testina della sonda, il fenomeno dell’inflessione, che si traduce in un

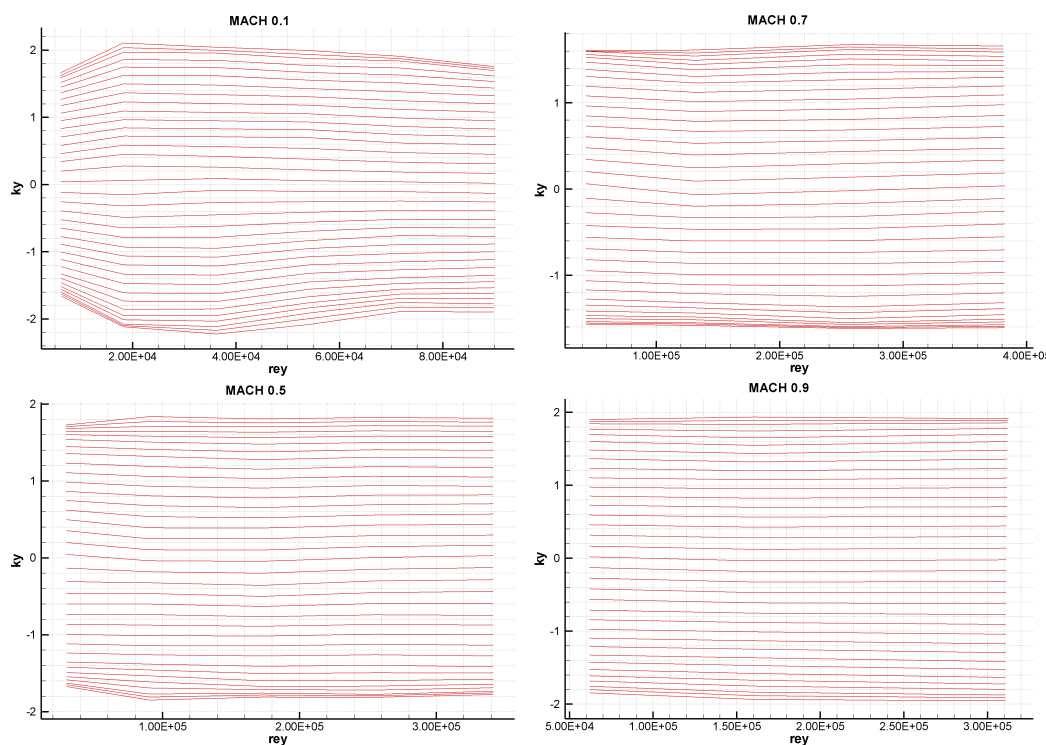


Figura 4.19: Sonda “cobra”, Curve iso-valore dell’angolo di yaw a tutti i numeri di Mach testati (intervallo tra gli angoli di yaw pari a  $5^\circ$ )

errore sistematico sia sulla stima della pressione totale, che sulla stima della pressione statica, crescente con il carico aerodinamico sulla testina.

Complessivamente è possibile concludere come risultato sconsigliabile l’utilizzo di tale sonda “cobra” in condizioni di numero di Reynolds variabile, in quanto sono presenti fenomeni che inficiano notevolmente l’attendibilità delle misure effettuate.



## CAPITOLO 5

---

### Prove sulle sonde a 5 fori

---

#### 5.1 Descrizione delle sonde

Nel presente capitolo verrà studiata la calibrazione di due sonde pneumatiche direzionali a 5 fori con testina miniaturizzata per la caratterizzazione di campi di moto tridimensionali all'interno delle turbomacchine.

Tali sonde, il cui progetto è stato seguito dal Laboratorio di Fluidodinamica delle Macchine del Politecnico di Milano, sono state costruite mediante stereolitografia, una tecnica permette di fabbricare, per sinterizzazione di polveri, oggetti di estrema precisione. In particolare, poichè la sintesi delle polveri avviene per strati, è possibile ricavare agevolmente cavità e fori di dimensioni molto ridotte. Il materiale utilizzato per la sonda è l'EOS CobaltChrome MP1, una lega di cobalto, cromo e molibdeno con ottime caratteristiche di resistenza meccanica.

Come si osserva in figura 5.1 la testina della prima sonda è conica, con angolo di apertura pari a  $50.82^\circ$  e diametro 3.1 mm: presenta un foro centrale e 4 fori laterali equidistanti perpendicolari alla superficie. Lo stelo è di sezione circolare da 4 mm di diametro per una lunghezza di circa 40 mm; in seguito la sonda viene incamerata in un tubo dal diametro esterno di 8 mm che garantisce una buona rigidità e protegge i tubicini in uscita dai fori. Lo sbraccio dell'elemento sensibile è di 9 mm.

I fori hanno un diametro interno di 0.65 mm e sono rivolti perpendicolarmente alla superficie laterale della testina. Come è noto dalla letteratura, da sonde con tale configurazione delle prese laterali è lecito attendersi effetti del numero di Reynolds piuttosto contenuti: le separazioni che nascono dal

bordo di attacco della testina e i distacchi della vena fluida sulla superficie laterale dovrebbero essere limitati rispetto alle sonde con i fori rivolti in avanti (*forward facing*), come, ad esempio, la sonda “cobra”.

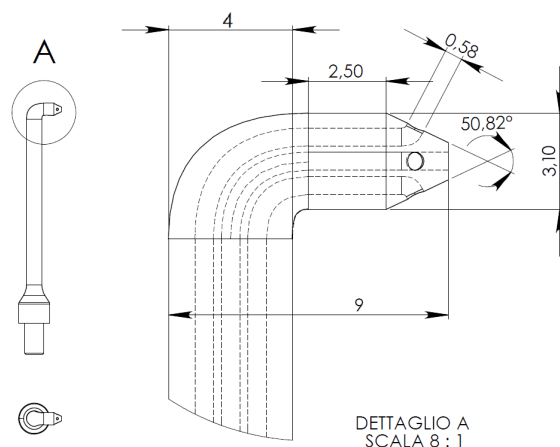


Figura 5.1: Disegno della sonda 5 fori con testina da 3.1 mm di diametro, vista nel dettaglio

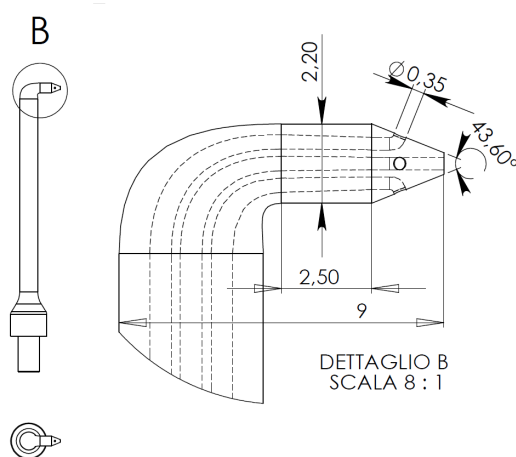


Figura 5.2: Disegno della sonda 5 fori con testina da 2.2 mm di diametro, vista nel dettaglio

La seconda sonda analizzata, rappresentata nel disegno 5.2, ha la testina più piccola, di diametro pari a 2.2 mm, l'angolo di conicità di  $43.60^\circ$  e i fori dal diametro interno di 0.35 mm.

Il fissaggio sull'ugello, per entrambe le sonde, è stato realizzato tramite un tappo in teflon che ha permesso la rotazione lungo l'asse dello yaw senza attriti e nel contempo ha evitato trafilamenti di portata.

## 5.2 Verifica strutturale

Evidenziati i problemi strutturali che hanno compromesso le indagini sulla sonda "cobra", si è ritenuto opportuno, all'interno del Laboratorio di Fluidodinamica delle Macchine del Politecnico di Milano, sviluppare la verifica strutturale su entrambe le sonde a 5 fori in oggetto.

L'analisi è stata condotta in maniera analoga a quanto fatto per la sonda a 3 fori: inizialmente è stato calcolato il carico aerodinamico sulla sonda nella sua geometria reale mediante codice CFD. Lo stelo e la testina sono stati suddivisi in porzioni sulle quali è stata calcolata la forza complessiva agente, causata dal campo aerodinamico.

Successivamente, è stata compiuta la verifica strutturale, mediante codice a elementi finiti, imponendo le forze precedentemente calcolate sulle rispettive porzioni di stelo e testina.

Nell'analisi fluidodinamica sono state prese in esame due condizioni di campo di moto: la prima con direzione del flusso allineata con l'asse della sonda (angolo di yaw nullo), la seconda con direzione del flusso perpendicolare (angolo di yaw di  $90^\circ$ ).

Il carico aerodinamico è stato considerato stazionario, pertanto i risultati non contemplano fenomeni di fatica. La griglia fluidodinamica utilizzata ha circa 3 milioni di elementi. Le condizioni al contorno necessarie affinché il problema risulti ben posto, sono:

- All'ingresso: Pressione totale (fino a 50 bar), Temperatura totale (400 K), Coseni direttori del vettore velocità, intensità di turbolenza (5 %), Viscosity Ratio (0.01);
- All'uscita: Pressione statica (valore medio sulla superficie di outlet).
- Pareti laterali periodiche e parete superiore simmetrica.

Inoltre, i vincoli applicati nell'analisi strutturale agli elementi finiti sono:

- Un incastro alla base dello stelo, a 93mm dalla testina della sonda.
- La boccola, deformabile, vincolata a terra, a 33.9 mm dalla testa della sonda, in corrispondenza della fine del tratto immerso nel fluido (condizioni operative della Nuovo Pignone)

Il materiale utilizzato per la realizzazione delle sonde è l'EOS CobaltChrome MP1, una lega a base di cobalto cromo e molibdeno con carico di snervamento in direzione orizzontale di 960 MPa, e in direzione verticale di 880 Mpa. La boccia per semplicità è considerata, nella presente analisi, dello stesso materiale della sonda.

La griglia è composta da elementi tetraedrici quadratici per la sonda e per lo stelo fino alla boccia e da elementi esaedrici lineari per la parte antistante la boccia (n° totale di elementi pari a 139188).

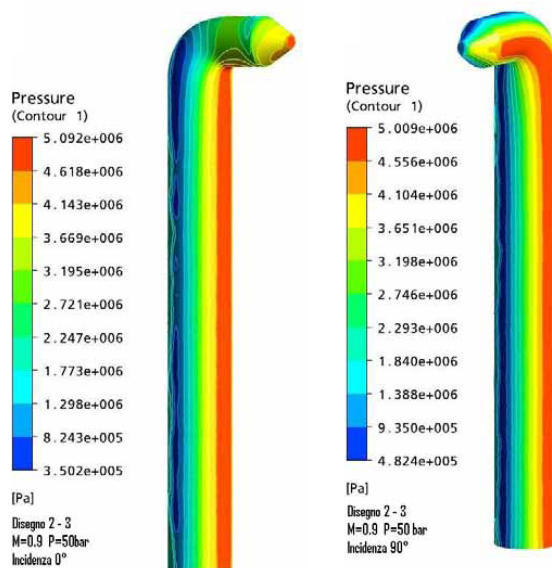


Figura 5.3: Sonda 5 fori con testina da 3.1: carichi aerodinamici per incidenza  $0^\circ$  (a sinistra) e  $90^\circ$

Nelle figure 5.3 e 5.4, entrambe riferite alla sonda con diametro della testina pari a 3.1 mm, sono riportati i risultati delle analisi CFD e a elementi finiti, ovvero la distribuzione dei carichi aerodinamici lungo la superficie della testa e gli sforzi che tali carichi provocano sulla sonda.

Alla pressione totale di 50 bar e a numero di Mach pari a 0.9 le analisi mostrano che entrambe le sonde sembrano resistere ai carichi generati dal campo di moto. Solo nella zona del contatto stelo - boccia si arriva in prossimità del carico di snervamento. Tale zona per la configurazione dei vincoli imposta, risulta essere puntiforme. Nella realtà la boccia e lo stelo sono soggetti a una lieve plasticizzazione e quindi a una redistribuzione degli sforzi che risultano essere minori rispetto a quanto riportato dal calcolo. Infatti, in condizione di equilibrio, la boccia si deforma in modo da incrementare la superficie di appoggio: pertanto si modifica la pressione di contatto, così come gli sforzi agenti sullo stelo della sonda.

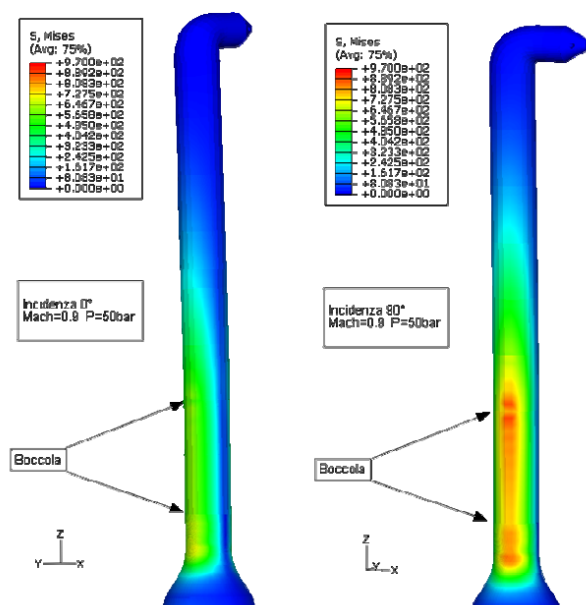


Figura 5.4: Sonda 5 fori con testina da 3.1: sforzi a incidenza  $0^\circ$  (a sinistra) e  $90^\circ$

### 5.3 Elenco prove effettuate, scelta dei trasduttori e preparazione

Le condizioni alle quali effettuare le prove per le due sonde sono descritte nelle tabelle 5.1 e 5.2. Sono indicati, per ogni prova, il numero di Mach del flusso, la pressione statica e totale, la quota cinetica e il numero di Reynolds. Per tali sonde, poichè l'analisi strutturale ha evidenziato risultati soddisfacenti, sono state eseguite un numero maggiore di prove, anche a carichi aerodinamici consistenti.

Il numero di Reynolds è stato stimato facendo riferimento al differente diametro della testina delle sonde. Pertanto si intuisce come le due sonde abbiano lavorato in condizioni di numero di Reynolds diversi: i livelli di pressione delle prove sono stati scelti per descrivere il campo di numero di Reynolds più ampio possibile. Le sperimentazioni coprono un intervallo che va da  $Re = 5.23 \cdot 10^3$ , con la sonda con diametro di 2.2 mm, fino a  $Re = 7.15 \cdot 10^5$ , per la sonda con la testina da 3.1 mm.

In figura 5.5 è possibile visualizzare chiaramente, in un grafico “numero di Mach - numero di Reynolds”, tutte le prove effettuate per entrambe le sonde.

Per definire il set di trasduttori adeguato alla singola prova, eseguire il centraggio aerodinamico delle sonde e le necessarie verifiche sui tempi di attesa, si è operato analogamente alla sonda “cobra”. I collegamenti pneumatici ai trasduttori e le grandezze acquisite, assolute e differenziali, sono le stesse

| ELENCO PROVE SONDA 5 FORI, TESTINA CON D = 3.1 mm |            |               |               |                                 |
|---------------------------------------------------|------------|---------------|---------------|---------------------------------|
|                                                   | $P_t$      | $P_s$         | $(P_t - P_s)$ | <b>Reynolds</b>                 |
| <b>Mach</b>                                       | <b>bar</b> | <b>bar</b>    | <b>bar</b>    | <b>Based on Dprobe = 3.1 mm</b> |
| <b>0.10</b>                                       | 1.007      | <b>1.000</b>  | 7.0           | 7.98E+03                        |
| <b>0.10</b>                                       | 2.014      | <b>2.000</b>  | 14.1          | 1.60E+04                        |
| <b>0.10</b>                                       | 3.021      | <b>3.000</b>  | 21.1          | 2.39E+04                        |
| <b>0.10</b>                                       | 6.042      | <b>6.000</b>  | 42.3          | 4.79E+04                        |
| <b>0.10</b>                                       | 9.063      | <b>9.000</b>  | 63.4          | 7.18E+04                        |
| <b>0.10</b>                                       | 12.085     | <b>12.000</b> | 84.6          | 9.57E+04                        |
| <b>0.10</b>                                       | 15.106     | <b>15.000</b> | 105.7         | 1.20E+05                        |
| <b>0.49</b>                                       | 1.186      | <b>1.000</b>  | 186.2         | 3.83E+04                        |
| <b>0.49</b>                                       | 2.372      | <b>2.000</b>  | 372.5         | 7.66E+04                        |
| <b>0.49</b>                                       | 3.559      | <b>3.000</b>  | 558.7         | 1.15E+05                        |
| <b>0.49</b>                                       | 7.117      | <b>6.000</b>  | 1117.4        | 2.30E+05                        |
| <b>0.49</b>                                       | 10.676     | <b>9.000</b>  | 1676.2        | 3.45E+05                        |
| <b>0.49</b>                                       | 14.235     | <b>12.000</b> | 2234.9        | 4.60E+05                        |
| <b>0.73</b>                                       | 1.452      | <b>1.000</b>  | 452.2         | 5.65E+04                        |
| <b>0.73</b>                                       | 2.904      | <b>2.000</b>  | 904.4         | 1.13E+05                        |
| <b>0.73</b>                                       | 4.357      | <b>3.000</b>  | 1356.7        | 1.70E+05                        |
| <b>0.73</b>                                       | 8.713      | <b>6.000</b>  | 2713.3        | 3.39E+05                        |
| <b>0.73</b>                                       | 13.070     | <b>9.000</b>  | 4070.0        | 5.09E+05                        |
| <b>0.73</b>                                       | 17.427     | <b>12.000</b> | 5426.7        | 6.78E+05                        |
| <b>0.87</b>                                       | 1.735      | <b>1.024</b>  | 711.3         | 7.94E+04                        |
| <b>0.87</b>                                       | 5.085      | <b>3.000</b>  | 2084.7        | 2.38E+05                        |
| <b>0.87</b>                                       | 10.169     | <b>6.000</b>  | 4169.5        | 4.76E+05                        |
| <b>0.87</b>                                       | 15.254     | <b>9.000</b>  | 6254.2        | 7.15E+05                        |

Tabella 5.1: Elenco di tutte le prove effettuate con la sonda a 5 fori, d = 3.1 mm

della campagna precedente:  $P_t$  e  $P_s$ ,  $q_1$  e  $q_2$ ,  $dp_{centr}$ ,  $dp_{left}$  e  $dp_{yaw}$ .

La sonda con la testina da 2.2 mm presenta i fori per le prese di pressione molto piccoli, dal diametro di 0.35 mm. É stato necessario pertanto incrementare notevolmente i tempi di attesa dopo ogni step dell'angolo di yaw rispetto alle prove con l'altra sonda a 5 fori, per permettere al segnale di pressione di giungere in modo adeguato alla cavità del trasduttore.

Sono sorte delle problematiche per le prove a pressioni e a numeri di Mach molto elevati, precisamente quelle a numero di Mach 0.7 e pressione statica di 12 bar e a numero di Mach 0.9 e pressione statica di 9 bar. In queste prove, due misure, il  $dp_{left}$  e il  $dp_{yaw}$ , per la loro definizione, avrebbero richiesto due trasduttori con ampio fondoscala (10 bar), non disponibili all'interno del

| ELENCO PROVE SONDA 5 FORI, TESTINA CON D = 2.2 mm |            |              |               |                                 |
|---------------------------------------------------|------------|--------------|---------------|---------------------------------|
|                                                   | $P_t$      | $P_s$        | $(P_t - P_s)$ | <b>Reynolds</b>                 |
| <b>Mach</b>                                       | <b>bar</b> | <b>bar</b>   | <b>bar</b>    | <b>Based on Dprobe = 2.2 mm</b> |
| <b>0.10</b>                                       | 1.007      | <b>1.000</b> | 7.0           | 5.23E+03                        |
| <b>0.10</b>                                       | 2.014      | <b>2.000</b> | 14.1          | 1.05E+04                        |
| <b>0.10</b>                                       | 3.021      | <b>3.000</b> | 21.1          | 1.57E+04                        |
| <b>0.10</b>                                       | 4.028      | <b>4.000</b> | 28.2          | 2.09E+04                        |
| <b>0.10</b>                                       | 5.035      | <b>5.000</b> | 35.2          | 2.61E+04                        |
| <b>0.10</b>                                       | 6.042      | <b>6.000</b> | 42.3          | 3.14E+04                        |
| <b>0.50</b>                                       | 1.186      | <b>1.000</b> | 186.2         | 2.67E+04                        |
| <b>0.50</b>                                       | 2.372      | <b>2.000</b> | 372.5         | 5.34E+04                        |
| <b>0.50</b>                                       | 3.559      | <b>3.000</b> | 558.7         | 8.02E+04                        |
| <b>0.50</b>                                       | 4.745      | <b>4.000</b> | 745.0         | 1.07E+05                        |
| <b>0.73</b>                                       | 1.452      | <b>1.000</b> | 452.2         | 4.16E+04                        |
| <b>0.73</b>                                       | 2.904      | <b>2.000</b> | 904.4         | 8.32E+04                        |
| <b>0.73</b>                                       | 4.357      | <b>3.000</b> | 1356.7        | 1.25E+05                        |
| <b>0.73</b>                                       | 5.809      | <b>4.000</b> | 1808.9        | 1.66E+05                        |
| <b>0.87</b>                                       | 1.695      | <b>1.000</b> | 694.9         | 5.76E+04                        |
| <b>0.87</b>                                       | 3.390      | <b>2.000</b> | 1389.8        | 1.15E+05                        |
| <b>0.87</b>                                       | 5.085      | <b>3.000</b> | 2084.7        | 1.73E+05                        |
| <b>0.87</b>                                       | 6.780      | <b>4.000</b> | 2779.7        | 2.30E+05                        |

Tabella 5.2: Elenco di tutte le prove effettuate con la sonda a 5 fori, d = 2.2 mm

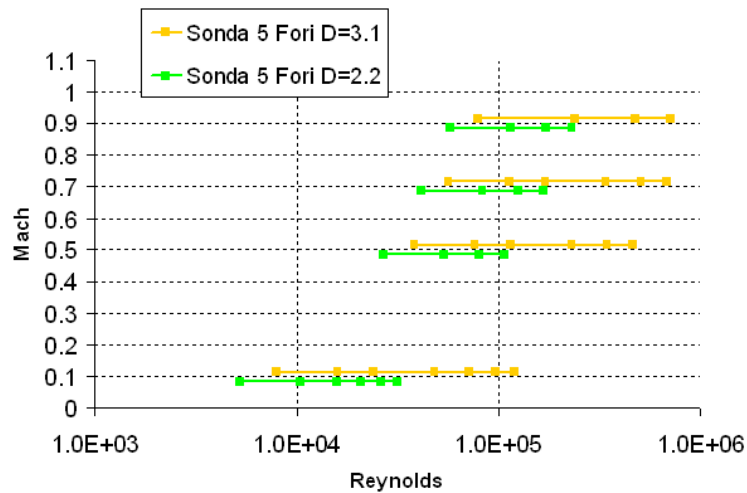


Figura 5.5: Grafico sintetico delle prove svolte sulle 2 sonde a 5 fori

Laboratorio (vedi tabella 3.6).

Si è ovviato a tale inconveniente cambiando, solo per queste due prove, la definizione della misura differenziale  $dp_{left}$  (come descritto in 4.4.1:  $dp_{left} = P_t - P_{left}$ ). La nuova definizione è:

$$dp'_{left} = P_s - P_{left}$$

La pressione statica assume anch'essa un valore costante di riferimento, come la pressione totale, ma decurtato della quota cinetica del flusso. Pertanto la differenza  $dp'_{left}$  risulta misurabile con uno dei due trasduttori da 7 bar di fondoscala presenti nel set messo a disposizione dal Laboratorio.

L'accuratezza della misura è leggermente variata: l'unico coefficiente che richiede la misura del  $dp_{left}$  è il  $K_{ps}$  che comunque, da definizione, è normalizzato sulla quota cinetica, che in questi casi risulta essere molto elevata. Pertanto il peso della perdita di accuratezza su tali misure è risultato trascurabile, sia sperimentalmente che analiticamente.

## 5.4 Sonda 5 fori, $d = 3.1$ mm: Analisi dei risultati

### 5.4.1 Numero di Mach 0.1

Le prove a numero di Mach pari a 0.1 corrispondono al numero di Reynolds più basso, ovvero dove intuitivamente si possono verificare i maggiori fenomeni di separazione del flusso e distacchi di vena fluida.

In figura 5.6 sono riportati i valori dei coefficienti  $K_{pt}$ ,  $K_{ps}$  e  $K_{yaw}$  al crescere della pressione statica, da 1 a 15 bar.

Si osserva come l'effetto più consistente si verifichi per la pressione di 1 bar, ovvero per  $Re = 7.98 * 10^3$ .

Il coefficiente di pressione statica  $K_{ps}$  raggiunge valori molto bassi, fino a -0.6, mentre a valori maggiori del numero di Reynolds si assesta intorno a -0.2. Questo comporta prevedibilmente un errore consistente nella stima della pressione statica in caso di taratura a pressione ambiente e utilizzo a pressioni più elevate.

Il coefficiente di pressione totale  $K_{pt}$  subisce influenze per angoli di yaw maggiori di  $\pm 20^\circ$  a bassi numeri di Reynolds, ma presenta anche un lieve effetto ad angoli di incidenza nulli o molto bassi, raffigurato come una leggera dispersione per yaw pari a zero.

Il coefficiente di yaw presenta effetti del numero di Reynolds su tutto il campo indagato dell'angolo. Alle pressioni elevate, poi, tale coefficiente tende ad uniformarsi e le curve appaiono sovrapposte.



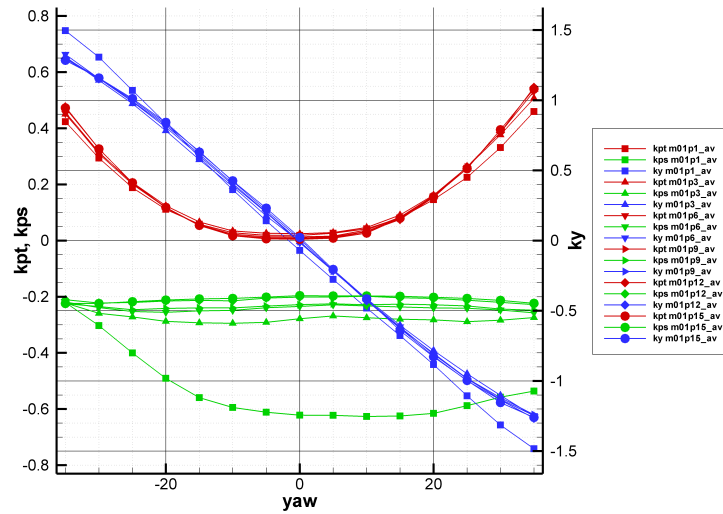


Figura 5.6: Sonda 5 fori  $d = 3.1$ , prove a mach 0.1, pressione statica da 1 a 15 bar: dati mediati

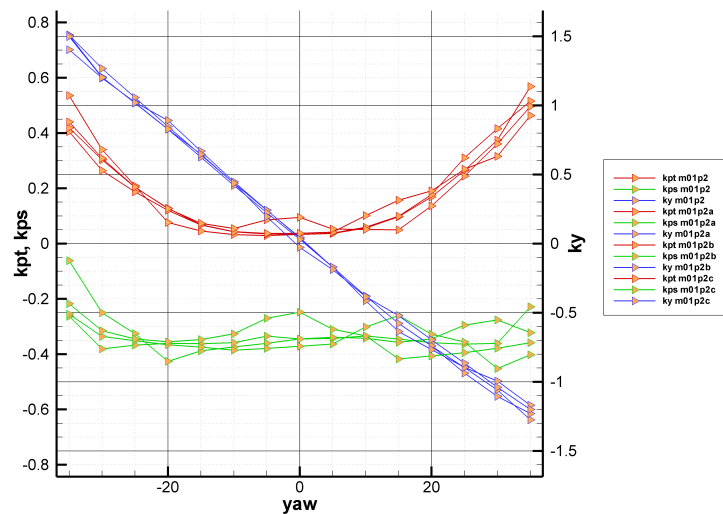


Figura 5.7: Sonda 5 fori  $d = 3.1$ , prove a mach 0.1, pressione statica di 2 bar

Osservata l'enorme disuniformità tra le prove a pressione di 1 bar e tutte le altre si è ritenuto opportuno indagare in maniera più approfondita tale fenomeno: pertanto si sono effettuate altre prove alla pressione intermedia di 2 bar. I risultati sono riportati in figura 5.7: alla pressione di 2 bar si sono manifestati effetti del tutto incontrollabili e imprevedibili: i distacchi di vena fluida e le separazioni dal bordo di attacco della sonda avvengono in modo casuale senza alcuna relazione con l'angolo di yaw.

Sono state effettuate numerose prove e si è verificato come tutti e 3 i

coefficienti subiscono grandi variazioni che non risultano essere ripetitive nell'ambito delle prove stesse.

Evidentemente a numero di Reynolds di  $1.60 \times 10^4$  il flusso nell'intorno di tale sonda attraversa una zona di transizione particolarmente instabile, dove fenomeni legati alla separazione del flusso e alla turbolenza assumono rilevanza significativa.

In figura 5.8 sono riportati i coefficienti secondo la definizione in uso alla Nuovo Pignone. Si osserva come alla pressione di 1 bar il coefficiente di pressione totale  $C_{pt}$  e il coefficiente di yaw  $C_{yaw}$ , per angoli maggiori di  $25^\circ$ , assumano valori negativi dal modulo estremamente elevato, tali da non rientrare nella scala nel grafico.

Si ricorda la definizione dei due coefficienti  $C_{pt}$  e  $C_{yaw}$ :

$$C_{yaw} = \frac{P_{right} - P_{left}}{P_{centr} - (P_{left} + P_{right})/2} \quad (5.1)$$

$$C_{pt} = \frac{P_{centr} - P_t}{P_{centr} - (P_{left} + P_{right})/2} \quad (5.2)$$

Si nota come al denominatore sia presente la differenza tra la  $P_{centr}$  e la media delle due prese laterali  $P_{left}$  e  $P_{right}$ , misura che evidentemente, a bassa pressione, non è adatta ad adimensionalizzare il flusso dato che, per elevati angoli di incidenza, assume un andamento decrescente con valori via via prossimi allo zero. Inoltre tale grandezza non è possibile acquisirla direttamente, ma, per attribuirle un valore, è necessario ricostruire tutte e 3 le pressioni sulle prese della sonda, incrementando notevolmente la sua incertezza.

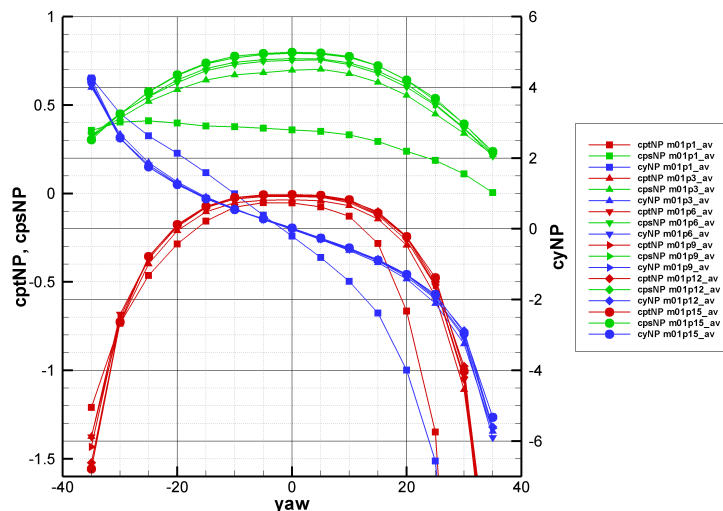


Figura 5.8: Sonda 5 fori  $d = 3.1$ , coefficienti della Nuovo Pignone, prove a mach 0.1, pressione statica da 1 a 15 bar: dati mediati

### 5.4.2 Numeri di Mach 0.5, 0.7 e 0.9

Nelle prove effettuate a numeri di Mach di 0.5, 0.7 e 0.9 la sonda non presenta particolari effetti legati al numero di Reynolds, variabile nelle prove tra  $3.83 \cdot 10^4$  e  $7.15 \cdot 10^5$ : si riportano a titolo di esempio i grafici dei coefficienti a numero di Mach pari a 0.5 con pressione variabile da 1 a 12 bar e dei coefficienti della Nuovo Pignone per numero di Mach pari a 0.7 con pressione tra 1 e 12 bar (figure 5.9 e 5.10).

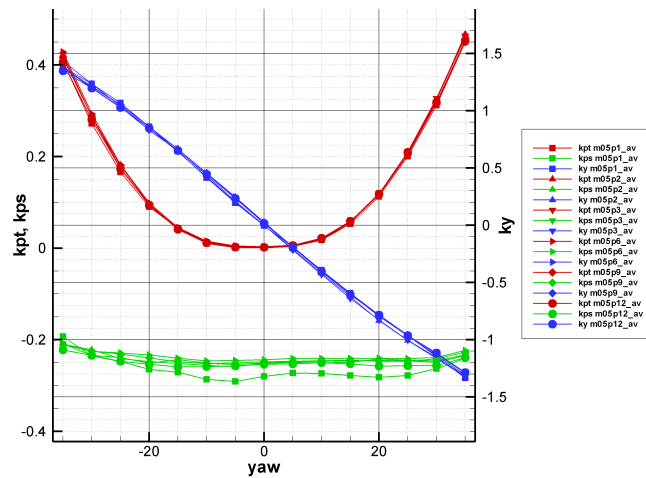


Figura 5.9: Sonda 5 fori d = 3.1, prove a mach 0.5, pressione statica da 1 a 12 bar: dati mediati

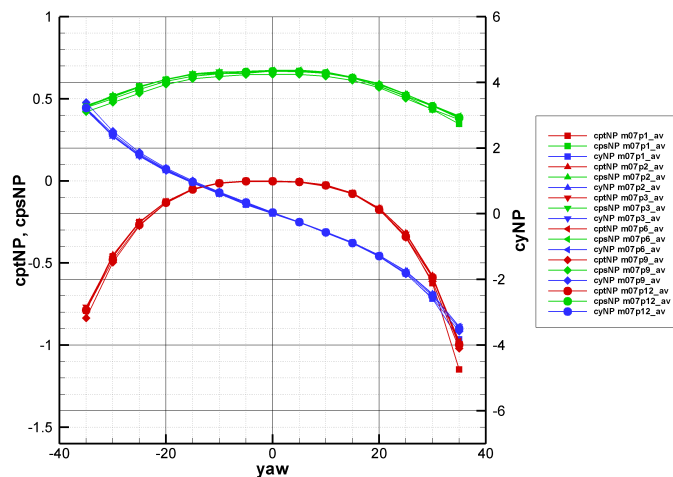


Figura 5.10: Sonda 5 fori d = 3.1, coefficienti della Nuovo Pignone, prove a mach 0.7, pressione statica da 1 a 12 bar: dati mediati

Si osserva come i coefficienti risultino essere perfettamente sovrapposti: è presente solo una leggera dispersione sul  $K_{ps}$ , coefficiente ove, si verificherà che l'incertezza composta del sistema di misura ha il peso maggiore.

## 5.5 Sonda 5 fori, $d = 3.1$ mm: analisi dei risultati attraverso le curve iso-valore

Di seguito sono riportati i grafici con le curve iso-valore dei coefficienti  $K_{pt}$ ,  $K_{ps}$  e  $C_{ps}$  al variare dell'angolo di yaw e del numero di Reynolds.

Si osserva come il coefficiente di pressione totale  $K_{pt}$ , in figura 5.11, oltre il valore di  $Re = 4 * 10^4$ , rimanga costante anche al variare del numero di Mach. Pertanto è possibile, per tale sonda, definire una zona di autosimilitudine rispetto al numero di Reynolds, superata la quale non si presentano ulteriori variazioni.

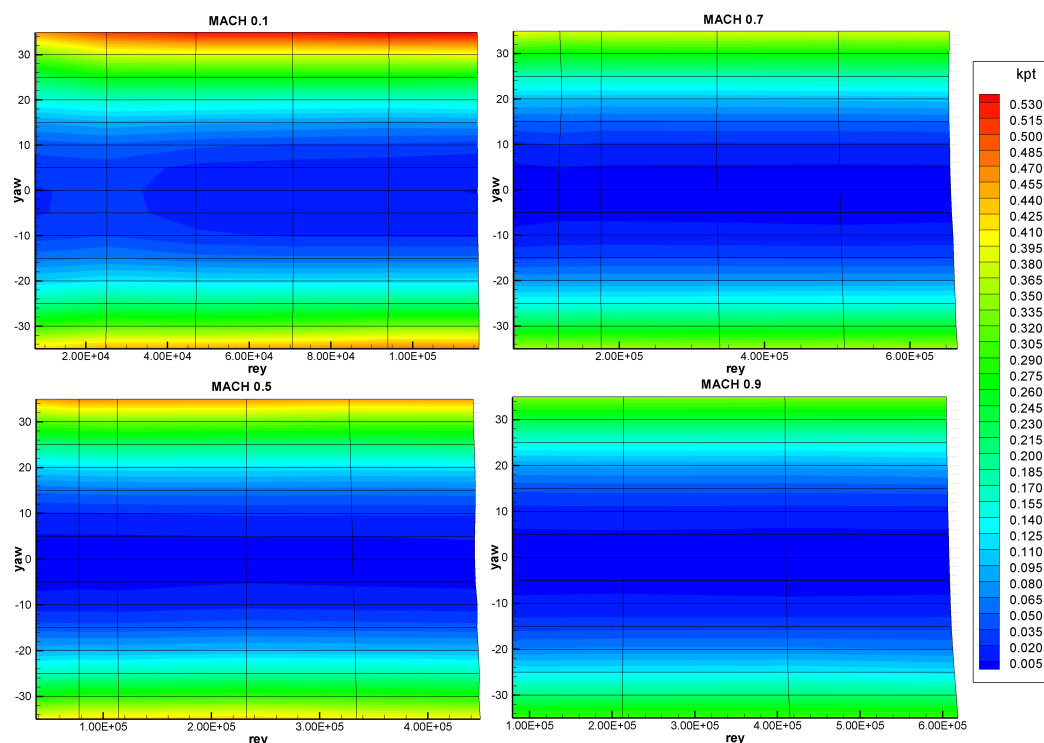


Figura 5.11: Sonda 5 fori  $d = 3.1$ , Curve iso-valore del  $K_{pt}$  a tutti i numeri di Mach testati (intervallo tra i contorni pari a 0.015)

In figure 5.12 e 5.13 sono raffigurati i due coefficienti di pressione statica  $K_{ps}$  e  $C_{ps}$ , secondo la definizione in uso al Politecnico di Milano e alla Nuovo Pignone. Si osserva come, per entrambi, a numero di Mach 0.1 e numero di

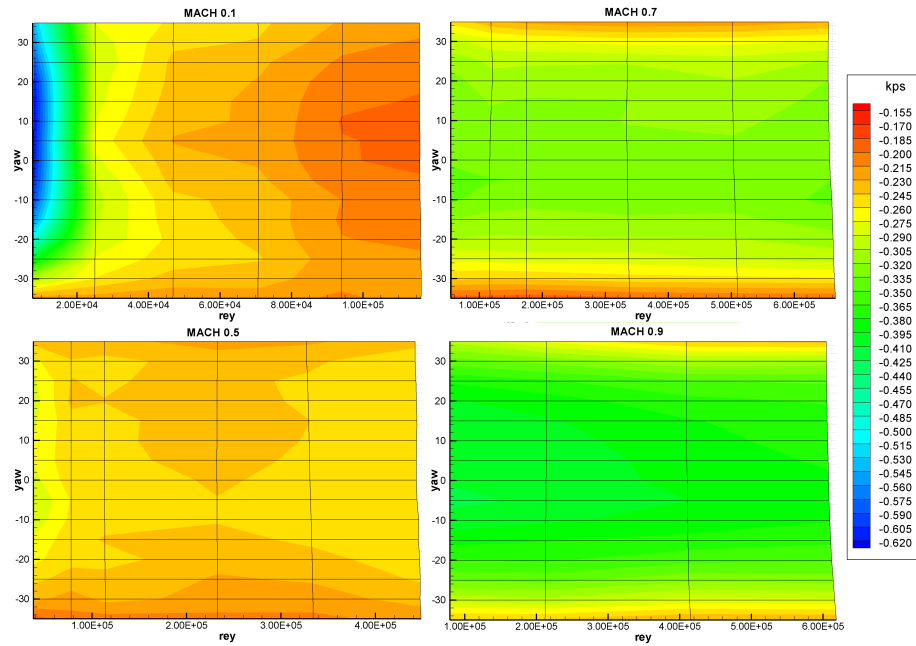


Figura 5.12: Sonda 5 fori  $d = 3.1$ , Curve iso-valore del  $K_{ps}$  a tutti i numeri di Mach testati (intervallo tra i contorni pari a 0.015)

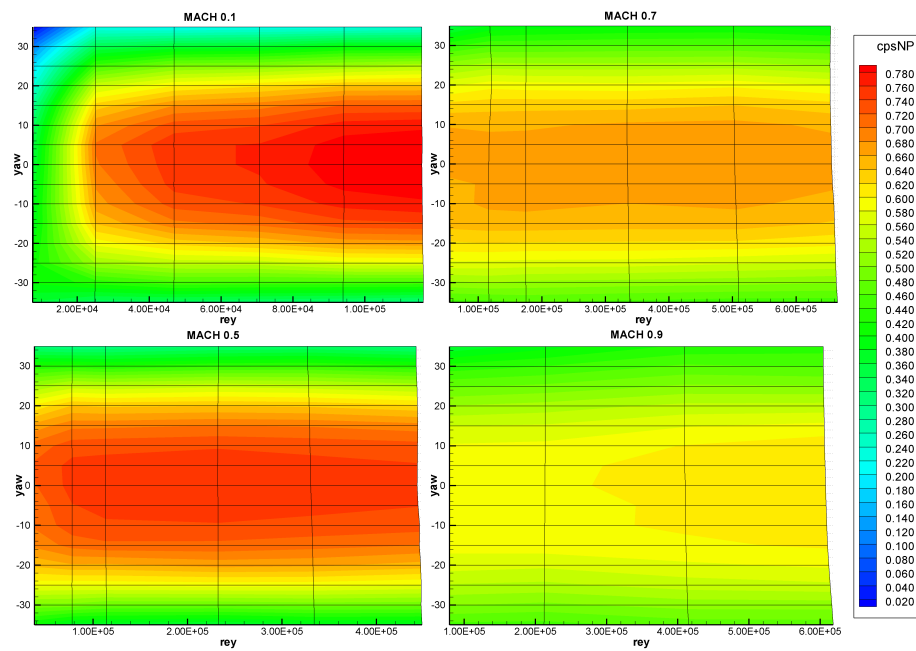


Figura 5.13: Sonda 5 fori  $d = 3.1$ , Curve iso-valore del  $C_{ps}$  (definizione della Nuovo Pignone) a tutti i numeri di Mach testati (intervallo tra i contorni pari a 0.02)

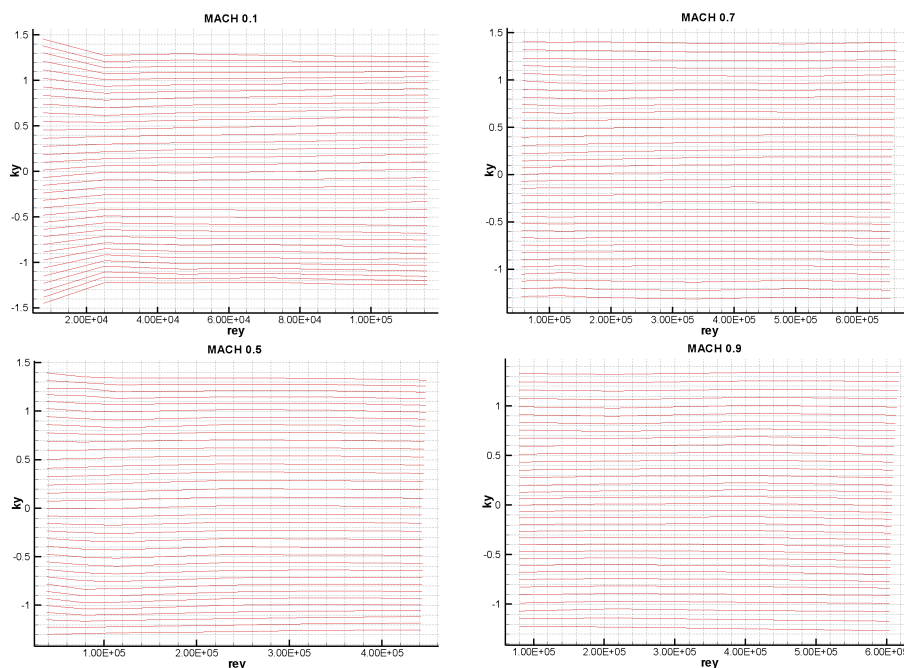


Figura 5.14: Sonda 5 fori  $d = 3.1$ , Curve iso-valore del dell'angolo di yaw a tutti i numeri di Mach testati (intervallo tra gli angoli di yaw pari a  $5^\circ$ )

Reynolds di  $7.98 \times 10^3$  si verifichi un effetto consistente che abbassa i valori del coefficiente su tutto il campo dell'angolo di yaw. Per valori maggiori del numero di Reynolds sono presenti comunque variazioni ma di rilevanza nettamente inferiore. In apparenza può sembrare leggermente migliore il trend del coefficiente di pressione statica secondo la definizione della Nuovo Pignone, in quanto assume un andamento, nel campo di numero di Reynolds e di angolo di yaw, complessivamente monotono.

Per valutare realmente quale sia la definizione migliore è necessario effettuare con entrambi i set di coefficienti la ricostruzione del flusso incognito a numero di Reynolds variabile, operazione che verrà descritta nel paragrafo 7.2.

Il coefficiente  $K_{yaw}$ , in figura 5.14, presenta un unico effetto su tutto il campo di yaw per Reynolds bassi: a valori più elevati, come avviene anche per il  $K_{pt}$  e il  $K_{ps}$ , si raggiunge una zona di autosimilarità rispetto al numero di Reynolds.

## 5.6 Sonda 5 fori, $d = 2.2$ mm: analisi dei risultati

L'analisi dei coefficienti adimensionali di calibrazione per questa sonda ha denotato un comportamento piuttosto variabile per le prove effettuate a numero di Mach pari a 0.1. Non risulta essere presente la zona di transizione già osservata sulla sonda con diametro 3.1 a numero di Reynolds  $1.60 \cdot 10^4$ , ma si rileva comunque una discreta variabilità su tutti e 3 i coefficienti e su tutto il campo di indagine dell'angolo di yaw.

In figura 5.15 sono rappresentati i coefficienti  $K_{pt}$ ,  $K_{ps}$  e  $K_{yaw}$  per le prove a numero di Mach 0.1 e numero di Reynolds variabile tra  $5.23 \cdot 10^3$  e  $3.14 \cdot 10^4$ . Si osserva, in particolare, come il coefficiente di yaw  $K_{yaw}$  presenti uno scostamento tra la prova effettuata a pressione di 1 bar e tutte le altre del valore di circa  $1.5^\circ$  su tutto il campo angolare, da  $-35^\circ$  a  $35^\circ$ .

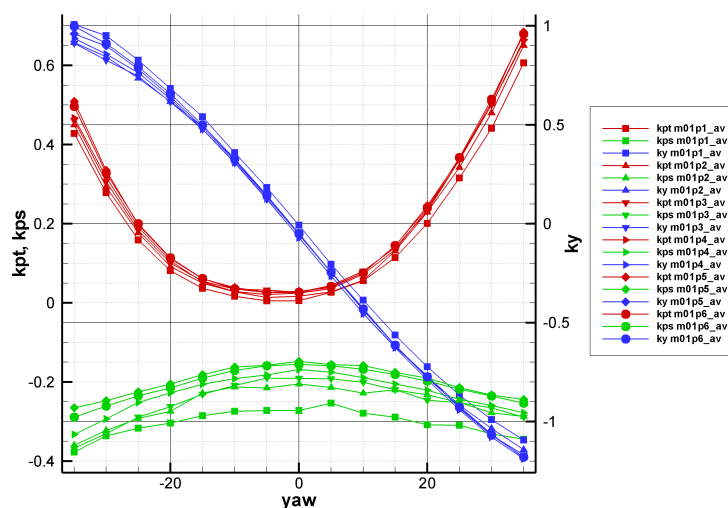


Figura 5.15: Sonda 5 fori  $d = 2.2$ , prove a mach 0.1, pressione statica da 1 a 6 bar: dati mediati

I coefficienti della Nuovo Pignone presentano un analogo andamento al variare del numero di Reynolds: inoltre a numero di Mach 0.1 e basse pressioni si verifica nuovamente il fenomeno riscontrato nella sonda a 5 fori precedentemente analizzata, per il quale il denominatore dei coefficienti di yaw e di pressione totale  $C_{yaw}$  e  $C_{pt}$  oltre i  $25^\circ$  tende a 0 facendo crescere il valore assoluto dei coefficienti in maniera smodata.

I coefficienti valutati agli altri numeri di Mach non evidenziano particolari effetti legati al numero di Reynolds, se non piccole variazioni sul coefficiente di pressione statica.

Attraverso le curve iso-valore dei coefficienti di pressione totale e di yaw si nota la variabilità appena descritta a numero di Mach 0.1 e successivamente, a numeri di Mach maggiori, dei grafici complessivamente costanti al variare del numero di Reynolds, sintomo di una zona di autosimilitudine per circa  $Re > 3 * 10^4$ .

Nelle figure 5.16 e 5.17 è possibile osservare i due coefficienti di pressione statica  $K_{ps}$  e  $C_{ps}$ , secondo le due definizioni in uso al Politecnico di Milano e alla Nuovo Pignone: nuovamente si ripresenta il problema di riuscire a stimare la pressione statica del flusso con un'adeguata precisione. La curva del  $C_{ps}$ , in apparenza, sembra disegnare un andamento leggermente più omogeneo, esattamente come per la sonda con diametro della testina di 3.1 mm: per effettuare adeguate valutazioni in merito è necessario attendere l'analisi degli errori in fase di ricostruzione del flusso.

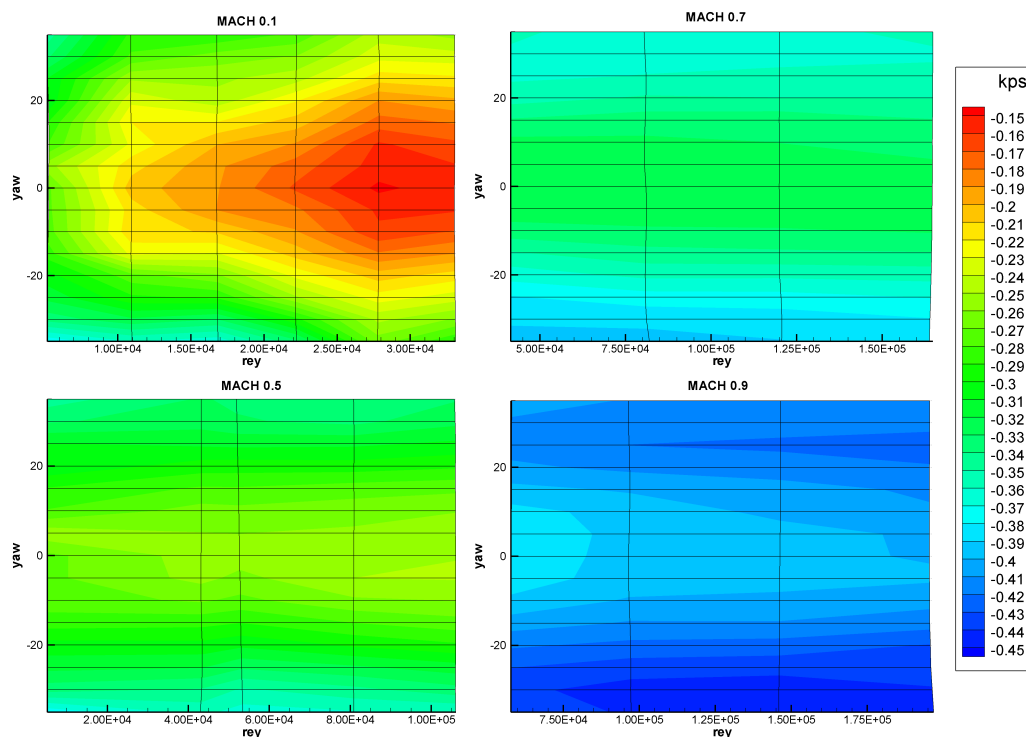


Figura 5.16: Sonda 5 fori  $d = 2.2$ , Curve iso-valore del  $K_{ps}$  a tutti i numeri di Mach testati (intervallo tra i contorni pari a 0.01)



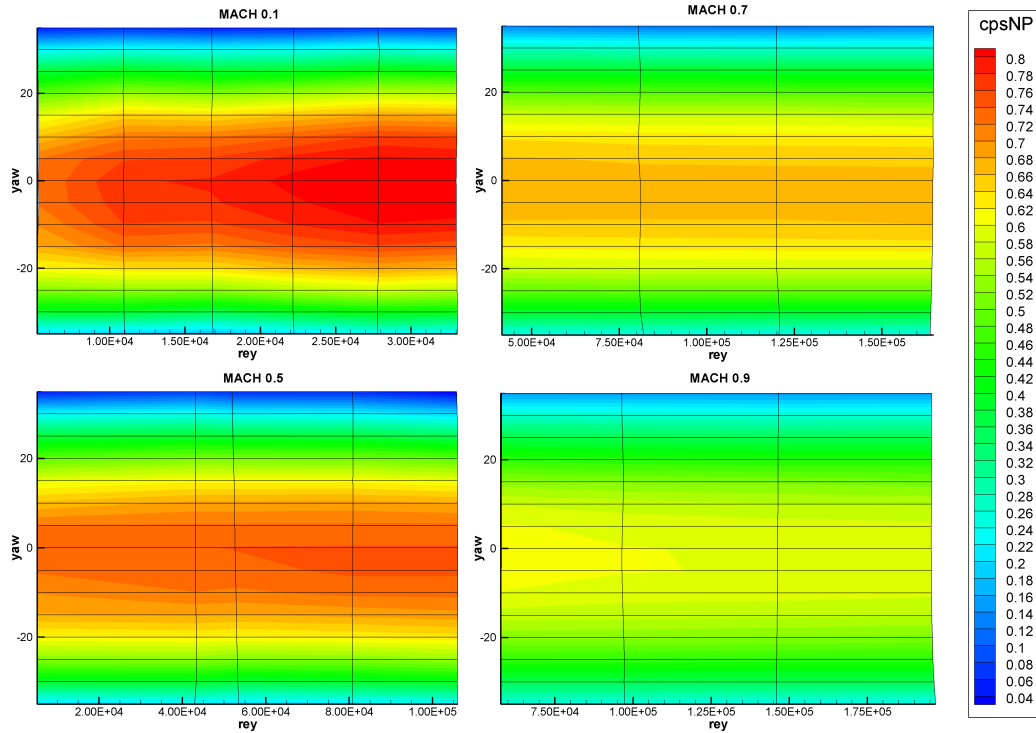


Figura 5.17: Sonda 5 fori  $d = 2.2$ , Curve iso-valore del  $C_{ps}$  (definizione della Nuovo Pignone) a tutti i numeri di Mach testati (intervallo tra i contorni pari a 0.02)

## 5.7 Considerazioni finali per le sonde a 5 fori

Alla luce delle analisi svolte su entrambe le sonde a 5 fori si possono effettuare le seguenti considerazioni:

- Il comportamento di tali sonde risulta influenzato in maniera consistente a bassi numeri di Reynolds. Per la sonda con diametro 3.1 mm a  $Re = 1.6 \cdot 10^4$  si evidenzia una zona di transizione in cui insorgono fenomeni instazionari che modificano notevolmente la struttura del flusso nell'intorno di tutte le prese di pressione della testina. Per la sonda con  $d = 2.2$  mm questa zona non è presente anche se si riportano comunque effetti che influenzano la misura di tutti e 3 i coefficienti.
- È possibile identificare una zona di autosimilarità rispetto al numero di Reynolds, in cui i coefficienti non subiscono variazioni di rilievo: per la sonda con diametro  $d = 3.1$  mm parte dal valore di  $Re = 5 \cdot 10^4$  sia per numero di Mach 0.1 che 0.5. Per numeri di Mach elevati, 0.7 e 0.9, le misure dei coefficienti non subiscono alcuna variazione: per nessuna delle due sonde è presente il fenomeno dell'inflessione.

Per la sonda con  $d = 2.2$  la zona di autosimilarità inizia leggermente prima, a  $Re = 3 * 10^4$ .

- Il coefficiente di pressione statica riporta andamenti estremamente variabili su tutto il campo del numero di Reynolds testato: per avere una misura effettiva della rilevanza di questo fenomeno sarebbe necessario implementare l'algoritmo di risoluzione del flusso (si veda paragrafo 7.2).

In conseguenza di quanto detto, si consiglia senza alcun dubbio l'utilizzo delle due sonde per numeri di Mach maggiori di 0.5, mentre è opportuno porre particolare attenzione a bassi numeri di Mach e numeri di Reynolds inferiori a  $5 * 10^4$ .

---

### Prove sulla sonda “cobra” *rinforzata*

---

#### 6.1 Descrizione della sonda

All'interno della collaborazione tra Nuovo Pignone - OGTL e Politecnico di Milano si è deciso di effettuare un'ulteriore campagna sperimentale su un nuovo tipo di sonda “cobra”, progettata e costruita in azienda specificamente per tale indagine. La precedente analisi sulla sonda “cobra” *classica* ha evidenziato problemi strutturali consistenti a carichi aerodinamici elevati ed effetti importanti del numero di Reynolds a bassi carichi aerodinamici: tale sonda “cobra” *rinforzata* è stata costruita con lo scopo principale di annullare i problemi strutturali. La campagna sperimentale verificherà se sono presenti effetti del numero di Reynolds sulla calibrazione.

La sonda è stata costruita con lo stesso metodo utilizzato per la “cobra” *classica*: la testina è composta da 3 prese di pressione, costituite da tre tubicini da 1 mm di diametro esterno e foro interno di 0.46 mm, saldati insieme e piegati di 90°. I fori pertanto sono rivolti in avanti (*forward facing*) ed è presente un angolo di conicità tra le due prese laterali di circa 60°. Alla distanza di 9 mm dalla testina, la sonda è incamerata in un tubo di 4 mm di diametro che aumenta la resistenza strutturale della parte immersa nel fluido di lavoro. A 70 mm la sezione si allarga nuovamente a 8 mm di diametro per permettere la movimentazione e il supporto della sonda stessa.

In figura 6.1 è rappresentato il disegno quotato di tale sonda “cobra” *rinforzata*.

Come per la sonda “cobra” *classica*, per stimare il numero di Reynolds è stato presa come riferimento la larghezza dell'elemento sensibile, ovvero 3.2

mm. La sonda risulta pertanto assumere un numero di Reynolds maggiore rispetto a tutte le altre sonde provate.

Si prevede che, da un canto, tale l’incremento del numero di Reynolds porti ad un’aderenza maggiore del flusso sull’elemento sensibile, anche a basse pressioni, dall’altro la disposizione dei fori, rivolti in avanti, tende a favorire le separazioni della vena fluida dal bordo d’attacco della sonda.

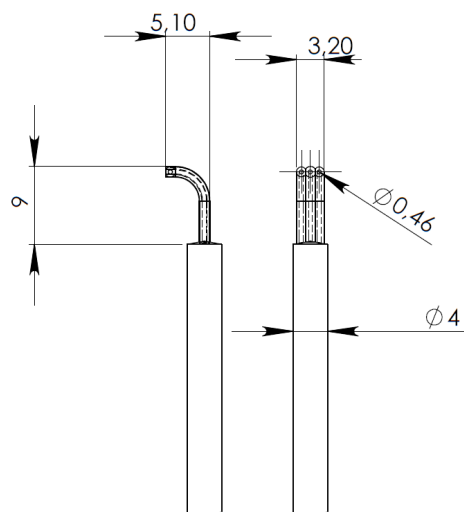


Figura 6.1: Disegno della sonda “cobra” *rinforzata*, viste nel dettaglio



Figura 6.2: Sonda “cobra” *rinforzata*

## 6.2 Elenco prove effettuate e preparazione

Le prove effettuate, elencate in tabella 6.1, ricalcano quelle realizzate per la sonda a 5 fori (con  $d = 3.1$ ), ma riferiscono ovviamente un numero di Reynolds, valutato sul diametro della sonda, leggermente maggiore.

L'allestimento dell'impianto, la definizione del set di trasduttori, le prove per il centraggio aerodinamico iniziale e la definizione dei tempi di attesa seguono le regole consolidate e rispettate in tutta la campagna sperimentale.

| ELENCO PROVE EFFETTUATE SONDA "COBRA" RINFORZATA |        |               |               |                          |
|--------------------------------------------------|--------|---------------|---------------|--------------------------|
|                                                  | $P_t$  | $P_s$         | $(P_t - P_s)$ | Reynolds                 |
| Mach                                             | bar    | bar           | mbar          | Based on Dprobe = 3.2 mm |
| <b>0.10</b>                                      | 1.007  | <b>1.000</b>  | 7.0           | 8.20E+03                 |
| <b>0.10</b>                                      | 3.021  | <b>3.000</b>  | 21.1          | 2.46E+04                 |
| <b>0.10</b>                                      | 6.042  | <b>6.000</b>  | 42.3          | 4.92E+04                 |
| <b>0.10</b>                                      | 9.063  | <b>9.000</b>  | 63.4          | 7.38E+04                 |
| <b>0.10</b>                                      | 12.085 | <b>12.000</b> | 84.6          | 9.84E+04                 |
| <b>0.10</b>                                      | 15.106 | <b>15.000</b> | 105.7         | 1.23E+05                 |
| <b>0.49</b>                                      | 1.186  | <b>1.000</b>  | 186.2         | 3.88E+04                 |
| <b>0.49</b>                                      | 2.372  | <b>2.000</b>  | 372.5         | 7.76E+04                 |
| <b>0.49</b>                                      | 3.559  | <b>3.000</b>  | 558.7         | 1.16E+05                 |
| <b>0.49</b>                                      | 7.117  | <b>6.000</b>  | 1117.4        | 2.33E+05                 |
| <b>0.49</b>                                      | 14.235 | <b>12.000</b> | 2234.9        | 4.66E+05                 |
| <b>0.72</b>                                      | 1.452  | <b>1.000</b>  | 452.2         | 5.79E+04                 |
| <b>0.72</b>                                      | 2.904  | <b>2.000</b>  | 904.4         | 1.16E+05                 |
| <b>0.72</b>                                      | 4.357  | <b>3.000</b>  | 1356.7        | 1.74E+05                 |
| <b>0.72</b>                                      | 8.713  | <b>6.000</b>  | 2713.3        | 3.47E+05                 |
| <b>0.72</b>                                      | 17.427 | <b>12.000</b> | 5426.7        | 6.95E+05                 |
| <b>0.86</b>                                      | 1.695  | <b>1.000</b>  | 694.9         | 8.12E+04                 |
| <b>0.86</b>                                      | 5.085  | <b>3.000</b>  | 2084.7        | 2.44E+05                 |
| <b>0.86</b>                                      | 10.169 | <b>6.000</b>  | 4169.5        | 4.87E+05                 |
| <b>0.86</b>                                      | 15.254 | <b>9.000</b>  | 6254.2        | 7.31E+05                 |

Tabella 6.1: Elenco di tutte le prove effettuate con la sonda "cobra" rinforzata,  $d = 3.2$  mm

## 6.3 Analisi dei Risultati

### 6.3.1 Numero di Mach 0.1

Le prime prove effettuate sono state quelle a numero di Reynolds più critico, ovvero a pressioni variabili tra 1 e 15 bar e numero di Mach 0.1. Il grafico in figura 6.3 riporta l’andamento di tutti e tre i coefficienti in uso al Politecnico di Milano.

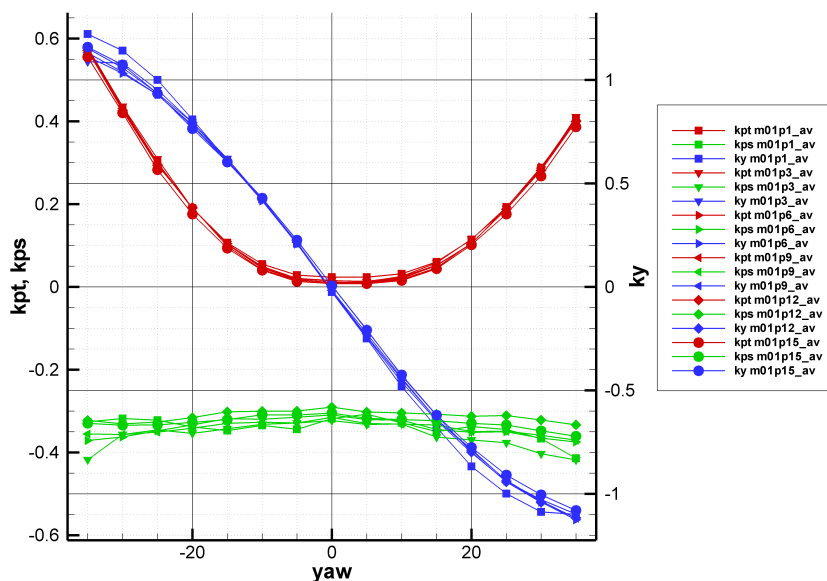


Figura 6.3: Sonda “cobra” rinforzata, prove a mach 0.1, pressione statica da 1 a 15 bar: dati mediati

Ricordando il comportamento delle altre sonde in condizioni simili si evince come la “cobra” rinforzata risenta in misura davvero minima degli effetti del numero di Reynolds. Alcuni fenomeni sono presenti: la prova a  $Re = 8.20 \cdot 10^3$  si discosta leggermente dalle altre sulla misura del  $K_{pt}$  di una quantità pari a circa l’1 % della quota cinetica del flusso.

Anche sul  $K_{yaw}$  ci sono leggeri effetti, evidenti come uno sfarfallamento del coefficiente al crescere dell’angolo di incidenza. Si osserva, in particolare, come sia presente, ad angolo di yaw compreso tra  $30^\circ$  e  $35^\circ$ , una separazione che rende il coefficiente costante.

I risultati più sorprendenti si ricavano comunque dalle misure del coefficiente di pressione statica  $K_{ps}$ : le curve presentano una dispersione irrisoria rispetto agli stessi dati ricavati con tutte le altre sonde. La differenza tra i valori del coefficiente tra massimo e minimo numero di Reynolds è stimata essere il 6 % della quota cinetica del flusso.

Successivamente sono stati calcolati i coefficienti secondo la definizione in uso alla Nuovo Pignone ottenendo, almeno in apparenza, risultati analoghi.

### 6.3.2 Numeri di Mach 0.5, 0.7 e 0.9

Le prove effettuate nelle configurazioni a numero di Mach più elevato corrispondono a numeri di Reynolds maggiori di  $3.88 * 10^4$ . I risultati sono riportati in figura 6.4 per il numero di Mach 0.5, ma anche a 0.7 e 0.9 le curve ricalcano gli stessi andamenti.

Tutti e tre i coefficienti, di pressione totale, di pressione statica e di yaw, sia nella definizione del Politecnico di Milano, sia in quella in uso alla Nuovo Pignone, al crescere del numero di Reynolds, non presentano alcun effetto e assumono sempre gli stessi valori.

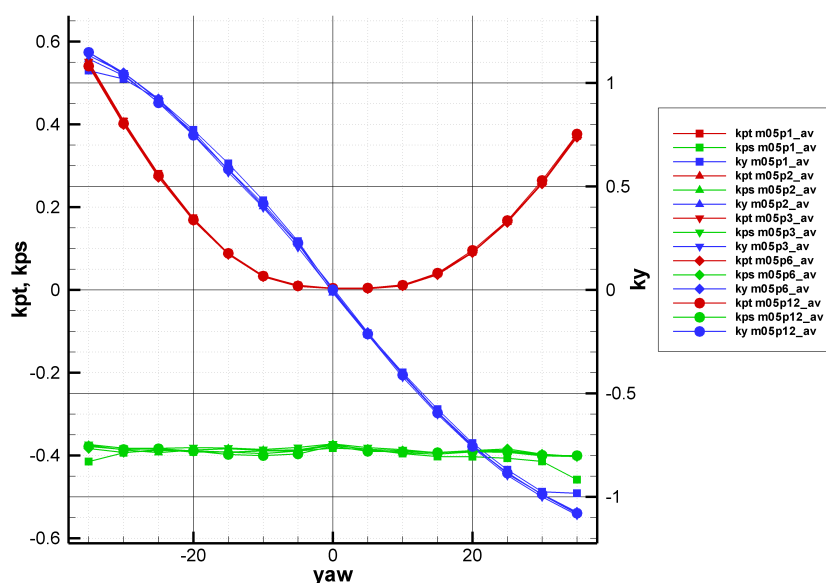


Figura 6.4: Sonda “cobra” *rinforzata*, prove a mach 0.5, pressione statica da 1 a 12 bar: dati mediati

Si riscontra, a bassa pressione, una leggera separazione del flusso, evidente sul coefficiente di pressione statica e sul coefficiente di yaw.

Al fine di indagare in modo più approfondito tale fenomeno si è calcolato il numero di Mach locale sulla singola presa di pressione della sonda: i risultati si possono apprezzare in figura 6.5 dove si osserva chiaramente che sia per la presa *left* che per la presa *right* oltre i  $\pm 25^\circ$  nasce una separazione dal bordo di attacco della testina.

Lo stesso fenomeno, meno accentuato, si è verificato anche per la prova a numero di Mach 0.7.

La prova a numero di Mach 0.9, rappresentata in figura 6.6, presenta un andamento particolare: ad angoli di incidenza negativi non si rilevano particolari fenomeni mentre ad angolo di yaw maggiore di  $25^\circ$  sulla presa left si crea un'evidente bolla di separazione; a  $35^\circ$  il flusso sembra tornare aderente alla testina e la pendenza della curva torna a salire. Anche sulla presa right a tale incidenza si riportano delle leggere dispersioni del numero di Mach locale.

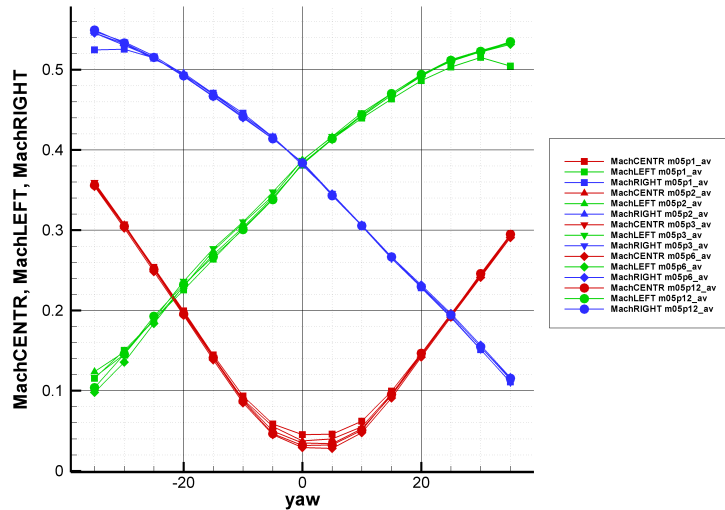


Figura 6.5: Sonda “cobra” *rinforzata*, numero di Mach locale sulle prese, prove a mach 0.5, pressione statica da 1 a 12 bar: dati mediati

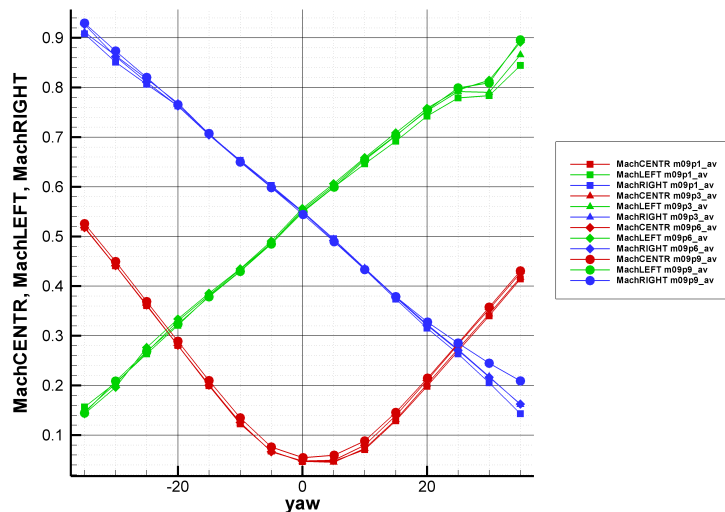


Figura 6.6: Sonda “cobra” *rinforzata*, numero di Mach locale sulle prese, prove a mach 0.5, pressione statica da 1 a 9 bar: dati mediati



## 6.4 Analisi dei risultati attraverso le curve iso-valore

Nei grafici seguenti sono riportate le curve iso-valore dei coefficienti al variare del numero di Reynolds e dell'angolo di incidenza.

Il coefficiente di pressione totale  $K_{pt}$ , al variare del numero di Reynolds, si presenta con delle curve perfettamente parallele, con una leggera inflessione sulle prove a numero di Mach 0.1 e pressione statica di 1 bar.

Il coefficiente di pressione statica è riportato nelle figure 6.7 e 6.8, secondo le due definizioni, del Politecnico di Milano e della Nuovo Pignone: gli andamenti appaiono molto diversi a causa delle differenti definizioni.

Ancora una volta, in apparenza, le curve del coefficiente della Nuovo Pignone sembrano leggermente più coerenti e più costanti al variare del numero di Reynolds. Per poter effettuare adeguate valutazioni sarebbe necessario provare ad utilizzare entrambi i set per la ricostruzione di un flusso incognito e dare una stima agli errori commessi.

Il coefficiente di yaw, in figura 6.9 riferisce un andamento complessivamente positivo, senza evidenziare fenomeni se non a numero di Reynolds molto basso o ad angolo di incidenza elevato, dove le curve si sovrappongono a causa della separazione descritta in precedenza.

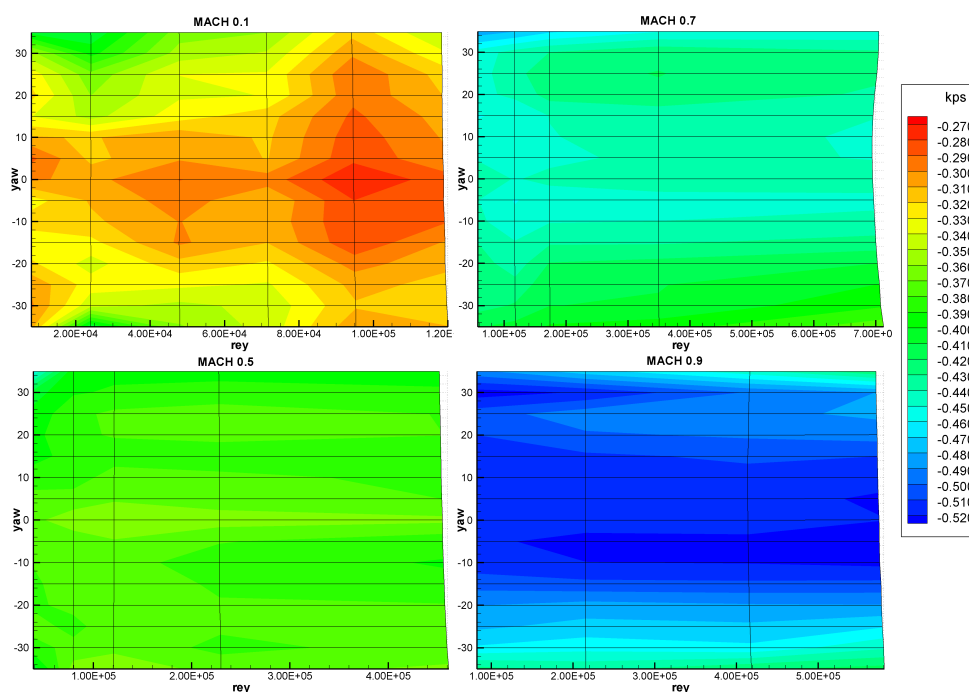


Figura 6.7: Sonda “cobra” rinforzata, curve iso-valore del  $K_{ps}$  a tutti i numeri di Mach testati (intervallo tra i contorni pari a 0.01)

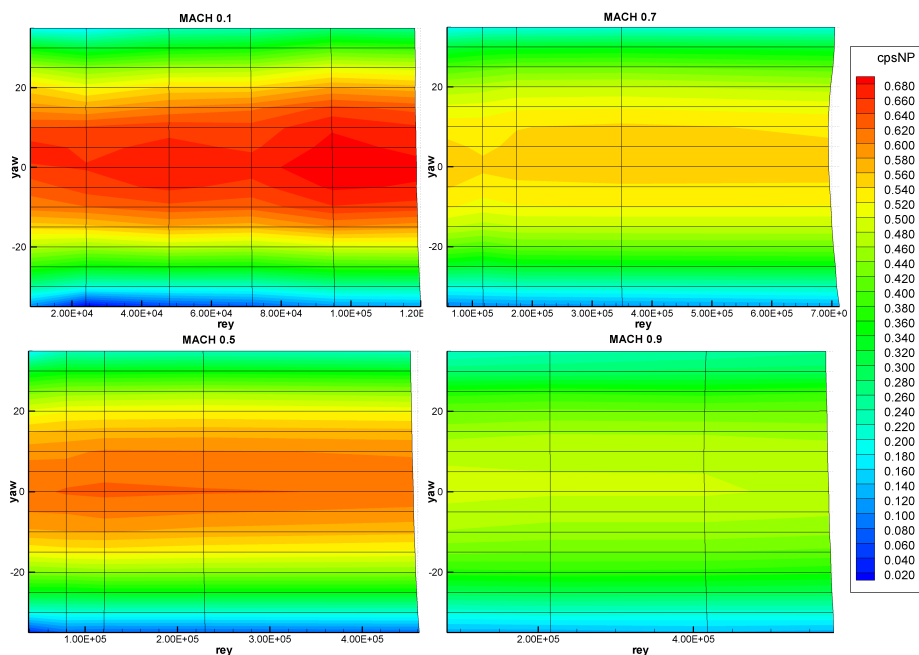


Figura 6.8: Sonda “cobra” *rinforzata*, curve iso-valore del  $C_{ps}$  a tutti i numeri di Mach testati (intervallo tra i contorni pari a 0.02)

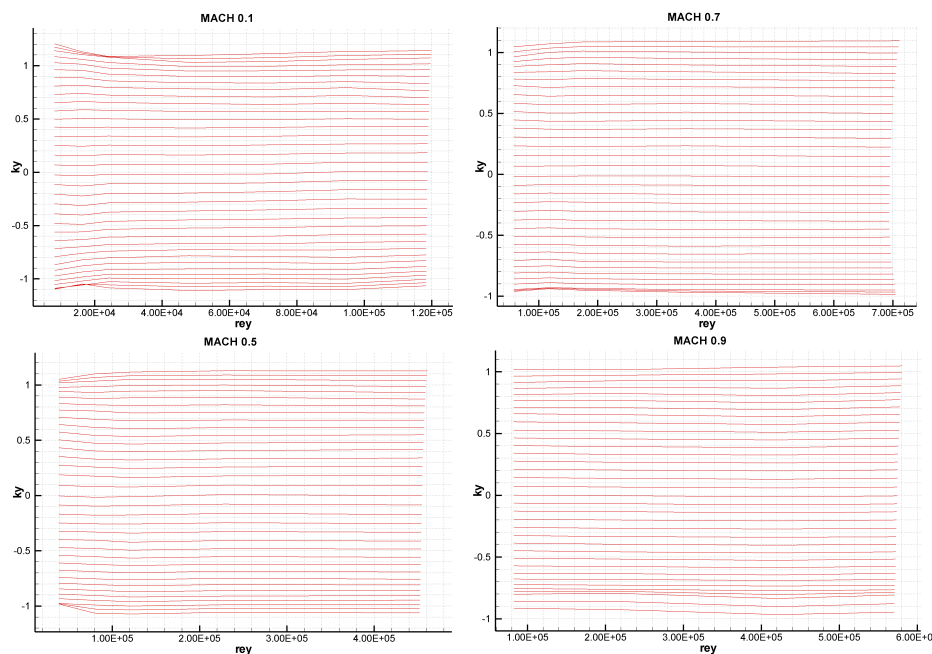


Figura 6.9: Sonda “cobra” *rinforzata*, curve iso-valore dell’angolo di yaw a tutti i numeri di Mach testati (intervallo tra gli angoli di yaw pari a  $5^\circ$ )

## 6.5 Considerazioni finali per la sonda “cobra” *rinforzata*

La campagna sperimentale condotta sulla sonda “cobra” *rinforzata* ha portato complessivamente a risultati molto positivi:

- A numero di Mach 0.1 si rilevano degli effetti del numero di Reynolds, di modesta entità rispetto a quelli evidenziati con le altre sonde. I coefficienti di pressione totale, di pressione statica e di yaw appaiono lievemente dispersi a causa della differente distribuzione di pressione sulla testina, tuttavia apparentemente gli errori causati sembrano assai limitati.
- A numeri di Mach maggiori tali effetti scompaiono completamente, identificando, per questa sonda, una zona di autosimilitudine rispetto al numero di Reynolds per  $Re > 3 * 10^4$
- I coefficienti di pressione statica e di yaw presentano degli andamenti falsati a incidenze molto elevate, poichè a questi angoli, si verifica una netta separazione del flusso in vicinanza della presa di pressione, che risulta coperta dal bordo di attacco della sonda.

Alla luce di quanto detto, la sonda risulta essere uno strumento estremamente affidabile anche in condizioni di numero di Reynolds variabile, purchè utilizzata in un range angolare di  $\pm 25^\circ$  e considerando le note problematiche a bassi numeri di Mach.



---

## Valutazione dell'incertezza in fase di applicazione

---

### 7.1 Stima dell'incertezza composta del sistema di misura

Le misure di pressione e di direzione, effettuate con qualsiasi tipo di sonda, sono inevitabilmente affette da incertezza, causata dalla non perfetta accuratezza di tutti gli strumenti che compongono la catena di misura. È importante, nell'ambito del presente lavoro, quantificare tale incertezza al fine di verificare l'attendibilità delle analisi svolte.

Come indicato nel paragrafo 3.7, per la stima dell'incertezza composta associata alle misurazioni, si utilizza la *Legge di propagazione delle incertezze*. Nella catena di misura della presente campagna sperimentale sono impiegati parecchi strumenti e l'incertezza composta deriva dall'elaborazione dei contributi forniti da ciascuno di essi.

L'analisi verrà affrontata sulla terna di coefficienti di taratura  $K_{pt}$ ,  $K_{ps}$  e  $K_{yaw}$ , secondo la definizione in uso al Politecnico di Milano, a partire dai valori di pressione misurati dai trasduttori. Nel calcolo dell'incertezza espansa di tutti i trasduttori, elaborata dall'algoritmo di calibrazione illustrato in 3.5.1, si tengono in considerazione: l'errore d'isteresi, gli errori di linearità e ripetibilità, l'accuratezza del manometro campione e del sistema di acquisizione. Le accuratezze del sistema di movimentazione (tavola rotante e inclinometro di riferimento), riportate nel paragrafo 3.6, sono considerate trascurabili ai fini dell'analisi.

Pertanto il calcolo è stato svolto considerando la dipendenza funzionale

dei coefficienti rispetto alle grandezze che ne determinano il valore:

$$K_{pt} = f(dp_{centr}, q, yaw) \quad (7.1)$$

$$K_{yaw} = f(dp_{yaw}, q, yaw) \quad (7.2)$$

$$K_{ps} = f(dp_{left}, dp_{yaw}, q, yaw) \quad (7.3)$$

Come si è spiegato, il contributo di incertezza derivato dall'angolo di yaw è stato assunto per ipotesi trascurabile: si è proceduto, dunque, al calcolo dell'incertezza secondo la formula:

$$U_y \approx \sqrt{\left(\frac{\partial f}{\partial x_1} \cdot u_{x1}\right)^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial x_2} \cdot u_{x2}\right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial f}{\partial x_n} \cdot u_{xn}\right)^2} \quad (7.4)$$

Per esempio, nel caso del  $K_{pt}$ , ricordandone la definizione:

$$K_{pt} = \frac{P_t - P_{centr}}{P_t - P_s} = \frac{dp_{centr}}{q} \quad (7.5)$$

$$U_{K_{pt}} \approx \sqrt{\left(\frac{\partial K_{pt}}{\partial dp_{centr}} \cdot u_{dp_{centr}}\right)^2 + \left(\frac{\partial K_{pt}}{\partial q} \cdot u_q\right)^2} \quad (7.6)$$

$$\frac{\partial K_{pt}}{\partial dp_{centr}} = \frac{1}{q} \quad (7.7)$$

$$\frac{\partial K_{pt}}{\partial q} = \frac{dp_{centr}}{q^2} \quad (7.8)$$

Dove  $u_{dp_{centr}}$  e  $u_q$  rappresentano le incertezze espanse dei trasduttori utilizzati per misurare la differenza  $dp_{centr}$  e la quota cinetica  $q$ . I valori dell'incertezza ricavati vanno quindi divisi per  $\sqrt{N}$ , dove  $N$  indica il numero di prove ripetute nella stessa configurazione.

Per il calcolo dell'incertezza composta del  $K_{ps}$  la procedura è analoga: si rileva in particolare come tale coefficiente, per la sua definizione, realizza 3 contributi da sommare nel calcolo dell'incertezza composta, in quanto la sua misura ha una dipendenza funzionale sia dalla quota cinetica che dalle differenze  $dp_{left}$  e  $dp_{yaw}$ .

Il coefficiente di yaw  $K_{yaw}$  è stato valutato numericamente è successivamente, calcolando la pendenza della curva, si è proceduto a stimare l'incertezza utilizzando come unità di misura i gradi di incidenza, di gran lunga più intuitivi.

### 7.1.1 Analisi dei risultati

L'analisi dell'incertezza composta è stata eseguita per le prove con la sonda "cobra" *classica* in tutte le condizioni testate. Tra le varie campagne con le diverse sonde, il set di trasduttori impiegato nelle sperimentazioni (e di conseguenza le incertezze) è sempre lo stesso e i valori misurati delle grandezze sono risultati essere spesso simili. Pertanto tale analisi ha validità esclusivamente per le misure provenienti dalla sonda "cobra", tuttavia può essere una buona indicazione anche per le incertezze composte dei coefficienti adimensionali ricavati per tutte le altre sonde nelle medesime condizioni.

Il numero  $N$  delle prove effettuate per ogni configurazione a numero di Mach 0.1 è riportata in tabella 7.1: si osserva come per la condizione più critica, ovvero alla pressione minore dove il valore della quota cinetica è molto basso, sia stato realizzato un numero di prove consistente, con l'obiettivo di minimizzare il più possibile l'incertezza composta dei coefficienti.

In tabella 7.2 sono riportate, per alcune prove significative, a 3 valori dell'angolo di incidenza ( $0^\circ$ ,  $20^\circ$  e  $35^\circ$ ), le incertezze composte  $U_{k_{pt},N}$  del coefficiente di pressione totale  $K_{pt}$ . Inoltre, per ogni prova si possono leggere il valor medio del  $K_{pt}$ , della quota cinetica del flusso e del  $dp_{centr}$ .

|             |       |       |       |        |
|-------------|-------|-------|-------|--------|
| $P_s$ [bar] | 1.000 | 3.000 | 9.000 | 15.000 |
| $N$         | 7     | 3     | 2     | 2      |

Tabella 7.1: Numero di prove effettuate per ogni livello di pressione a numero di Mach 0.1

Si può osservare come l'incertezza composta associata al coefficiente  $K_{pt}$  assuma valori molto elevati nella condizione di numero di Mach 0.1 e pressione statica di 1 bar: a incidenza nulla il valore dell'incertezza composta vale 0.0182, che rende la misura della pressione totale del flusso molto poco attendibile. Questo comporta una consistente difficoltà nell'identificare fenomeni legati all'influenza del numero di Reynolds sul coefficiente  $K_{pt}$ .

A pressioni maggiori l'incertezza composta di tale coefficiente diminuisce in quanto, aumentando la quota cinetica del flusso, diminuisce il peso delle singole incertezze dei trasduttori.

L'analisi è stata condotta anche per gli altri numeri di Mach ottenendo ottimi risultati: a numero di Mach 0.5 e pressione statica di 1 bar l'incertezza del coefficiente vale 0.0012, valore discretamente contenuto. Ovviamente col crescere del numero di Mach e della pressione, ed di conseguenza con l'aumentare della quota cinetica, l'incertezza via via diminuisce.

In tabella 7.3 è riportata l'analisi effettuata nelle stesse condizioni per il coefficiente di pressione statica  $K_{ps}$ .

| $P_s=1$ bar, yaw=0° |         | $P_s=3$ bar, yaw=0° |         | $P_s=9$ bar, yaw=0° |         | $P_s=15$ bar, yaw=0° |         |
|---------------------|---------|---------------------|---------|---------------------|---------|----------------------|---------|
| $dp_{centr}$        | 0.1325  | $dp_{centr}$        | 1.2114  | $dp_{centr}$        | 2.2891  | $dp_{centr}$         | 2.3674  |
| $q$                 | 8.50    | $q$                 | 25.00   | $q$                 | 71.00   | $q$                  | 116.00  |
| $K_{pt}$            | 0.0156  | $K_{pt}$            | 0.0485  | $K_{pt}$            | 0.0322  | $K_{pt}$             | 0.0204  |
| $U_{k_{pt},N}$      | 0.0182  | $U_{k_{pt},N}$      | 0.0095  | $U_{k_{pt},N}$      | 0.0041  | $U_{k_{pt},N}$       | 0.0025  |
|                     | yaw=20° |                     | yaw=20° |                     | yaw=20° |                      | yaw=20° |
| $dp_{centr}$        | 0.7353  | $dp_{centr}$        | 3.0920  | $dp_{centr}$        | 7.4246  | $dp_{centr}$         | 12.2417 |
| $q$                 | 8.50    | $q$                 | 25.00   | $q$                 | 71.00   | $q$                  | 116.00  |
| $K_{pt}$            | 0.0865  | $K_{pt}$            | 0.1237  | $K_{pt}$            | 0.1046  | $K_{pt}$             | 0.1055  |
| $U_{k_{pt},N}$      | 0.0187  | $U_{k_{pt},N}$      | 0.0100  | $U_{k_{pt},N}$      | 0.0042  | $U_{k_{pt},N}$       | 0.0026  |
|                     | yaw=35° |                     | yaw=35° |                     | yaw=35° |                      | yaw=35° |
| $dp_{centr}$        | 2.5127  | $dp_{centr}$        | 8.9481  | $dp_{centr}$        | 25.6206 | $dp_{centr}$         | 40.2195 |
| $q$                 | 8.50    | $q$                 | 25.00   | $q$                 | 71.00   | $q$                  | 116.00  |
| $K_{pt}$            | 0.2956  | $K_{pt}$            | 0.3579  | $K_{pt}$            | 0.3609  | $K_{pt}$             | 0.3467  |
| $U_{k_{pt},N}$      | 0.0232  | $U_{k_{pt},N}$      | 0.0131  | $U_{k_{pt},N}$      | 0.0057  | $U_{k_{pt},N}$       | 0.0034  |

Tabella 7.2: Valori delle incertezze composte del  $K_{pt}$ , per 0°, 20° e 35° dell'angolo di yaw a Mach 0.1 e pressioni statiche di 1, 3, 9 e 15 bar

| $P_s=1$ bar, yaw=0° |         | $P_s=3$ bar, yaw=0° |         | $P_s=9$ bar, yaw=0° |         | $P_s=15$ bar, yaw=0° |         |
|---------------------|---------|---------------------|---------|---------------------|---------|----------------------|---------|
| $q$                 | 8.50    | $q$                 | 25.00   | $q$                 | 71.00   | $q$                  | 116.00  |
| $K_{ps}$            | -0.3352 | $K_{ps}$            | -0.1282 | $K_{ps}$            | -0.0854 | $K_{ps}$             | -0.1630 |
| $U_{k_{ps},N}$      | 0.0758  | $U_{k_{ps},N}$      | 0.0273  | $U_{k_{ps},N}$      | 0.0121  | $U_{k_{ps},N}$       | 0.0070  |
|                     | yaw=20° |                     | yaw=20° |                     | yaw=20° |                      | yaw=20° |
| $q$                 | 8.50    | $q$                 | 25.00   | $q$                 | 71.00   | $q$                  | 116.00  |
| $K_{ps}$            | -0.2048 | $K_{ps}$            | 0.0887  | $K_{ps}$            | -0.0212 | $K_{ps}$             | -0.0043 |
| $U_{k_{ps},N}$      | 0.0704  | $U_{k_{ps},N}$      | 0.0318  | $U_{k_{ps},N}$      | 0.0131  | $U_{k_{ps},N}$       | 0.0079  |
|                     | yaw=35° |                     | yaw=35° |                     | yaw=35° |                      | yaw=35° |
| $q$                 | 8.50    | $q$                 | 25.00   | $q$                 | 71.00   | $q$                  | 116.00  |
| $K_{ps}$            | -0.2069 | $K_{ps}$            | 0.0213  | $K_{ps}$            | 0.1669  | $K_{ps}$             | 0.0708  |
| $U_{k_{ps},N}$      | 0.0705  | $U_{k_{ps},N}$      | 0.0304  | $U_{k_{ps},N}$      | 0.0145  | $U_{k_{ps},N}$       | 0.0083  |

Tabella 7.3: Valori delle incertezze composte del  $K_{ps}$ , per 0°, 20° e 35° dell'angolo di yaw a Mach 0.1 e pressioni statiche di 1, 3, 9 e 15 bar

Si osserva come il valore dell'incertezza del coefficiente, nelle condizioni a numero di Mach 0.1, pressione statica di 1 bar e angolo di yaw nullo, risulti, ancora una volta, estremamente elevato, pari a 0.0758, inferiore quantitativamente alle variazioni causate apparentemente dagli effetti del numero di Reynolds, ma dello stesso ordine di grandezza.

A pressioni e numeri di Mach più elevati le incertezze migliorano notevol-



mente, decrementando il loro valore in maniera incisiva.

Considerazioni simili possono essere effettuate anche per il coefficiente di yaw  $K_{yaw}$  (tabella 7.4), il quale rileva un'incertezza sull'angolo pari a  $0.4374^\circ$  nella condizione più critica.

Risulta evidente come a numeri di Mach e pressioni più elevate l'analisi porti a valori dell'incertezza irrisori sia sul  $K_{ps}$  che sul  $K_{yaw}$ .

|                             |                 |                             |                 |                             |                 |                              |                 |
|-----------------------------|-----------------|-----------------------------|-----------------|-----------------------------|-----------------|------------------------------|-----------------|
| $P_s=1$ bar, yaw= $0^\circ$ |                 | $P_s=3$ bar, yaw= $0^\circ$ |                 | $P_s=9$ bar, yaw= $0^\circ$ |                 | $P_s=15$ bar, yaw= $0^\circ$ |                 |
| $dp_{yaw}$                  | -0.8517         | $dp_{yaw}$                  | -3.3270         | $dp_{yaw}$                  | -6.8901         | $dp_{yaw}$                   | -15.5226        |
| $q$                         | 8.50            | $q$                         | 25.00           | $q$                         | 71.00           | $q$                          | 116.00          |
| $K_{yaw}$                   | -0.1002         | $K_{yaw}$                   | -0.1386         | $K_{yaw}$                   | -0.0970         | $K_{yaw}$                    | -0.1338         |
| $U_{k_{yaw},N}$             | $0.4374^\circ$  | $U_{k_{yaw},N}$             | $0.2392^\circ$  | $U_{k_{yaw},N}$             | $0.1265^\circ$  | $U_{k_{yaw},N}$              | $0.0852^\circ$  |
|                             | yaw= $20^\circ$ |                             | yaw= $20^\circ$ |                             | yaw= $20^\circ$ |                              | yaw= $20^\circ$ |
| $dp_{yaw}$                  | -10.7121        | $dp_{yaw}$                  | -38.6185        | $dp_{yaw}$                  | -101.5523       | $dp_{yaw}$                   | -156.8739       |
| $q$                         | 8.50            | $q$                         | 25.00           | $q$                         | 71.00           | $q$                          | 116.00          |
| $K_{yaw}$                   | -1.2602         | $K_{yaw}$                   | -1.6091         | $K_{yaw}$                   | -1.4303         | $K_{yaw}$                    | -1.3523         |
| $U_{k_{yaw},N}$             | $1.5228^\circ$  | $U_{k_{yaw},N}$             | $0.8623^\circ$  | $U_{k_{yaw},N}$             | $0.3082^\circ$  | $U_{k_{yaw},N}$              | $0.2046^\circ$  |
|                             | yaw= $35^\circ$ |                             | yaw= $35^\circ$ |                             | yaw= $35^\circ$ |                              | yaw= $35^\circ$ |
| $dp_{yaw}$                  | -13.7382        | $dp_{yaw}$                  | -50.9369        | $dp_{yaw}$                  | -149.0849       | $dp_{yaw}$                   | -220.7676       |
| $q$                         | 8.50            | $q$                         | 25.00           | $q$                         | 71.00           | $q$                          | 116.00          |
| $K_{yaw}$                   | -1.6162         | $K_{yaw}$                   | -2.0374         | $K_{yaw}$                   | -2.0997         | $K_{yaw}$                    | -1.9031         |
| $U_{k_{yaw},N}$             | $3.4633^\circ$  | $U_{k_{yaw},N}$             | $1.9201^\circ$  | $U_{k_{yaw},N}$             | $0.5440^\circ$  | $U_{k_{yaw},N}$              | $0.3715^\circ$  |

Tabella 7.4: Valori delle incertezze composte del  $K_{yaw}$ , per  $0^\circ$ ,  $20^\circ$  e  $35^\circ$  dell'angolo di yaw a Mach 0.1 e pressioni statiche di 1, 3, 9 e 15 bar

Noti i valori dell'incertezza composta di tutti e 3 i coefficienti a numero di Mach 0.1 e pressione statica di 1 bar, risulta arduo effettuare stime sugli effetti del regime di moto del flusso sulla sonda. L'incertezza è estremamente elevata e il rischio di commettere valutazioni errate è consistente; tuttavia nei casi analizzati gli effetti riscontrati appaiono quantitativamente maggiori rispetto all'incertezza calcolata, pertanto nonostante la strumentazione non risulti adeguata a tali misure, i fenomeni evidenziati risultano essere veritieri.

Per tutte le altre condizioni analizzate nella campagna sperimentale l'incertezza sulle misure appare accettabile e pertanto tutte le valutazioni sugli effetti del numero di Reynolds sono ampiamente confermate.

## 7.2 Stima dell'incertezza nella ricostruzione di un flusso incognito

Per poter effettuare valutazioni oggettive sugli effetti del numero di Reynolds sulla calibrazione delle sonde è necessario implementare l'algoritmo di risoluzione del flusso. Dalle elaborazioni è stato possibile stimare gli errori reali sulle grandezze identificative,  $P_t$ ,  $P_s$  e angolo di yaw di un flusso incognito: gli effetti del numero di Reynolds saranno tanto minori quanto più tali errori tendono a zero.

L'analisi è stata effettuata sui dati provenienti dalle sonde "cobra" e dalle sonde a 5 fori. Si è operato nel seguente modo:

- Sono stati adoperati i valori mediati dei coefficienti adimensionali, secondo le definizioni in uso al Politecnico di Milano e alla Nuovo Pignone. È stata considerata come matrice di taratura, parametrica in yaw e numero di Mach, la calibrazione effettuata alla pressione statica di 1 bar.
- È stato implementato l'algoritmo di risoluzione del flusso, secondo entrambi i metodi, come illustrato nei paragrafi 1.2.2 e 1.3.
- A numero di Mach costante, è stato risolto il flusso in tutte le altre condizioni di pressione, ovvero a numero di Reynolds variabile, utilizzando come dati in ingresso le misure di pressione provenienti dalle prese della sonda.
- Poichè per tutte le condizioni sono note le grandezze identificative del flusso, si è calcolato l'errore percentuale alla quota cinetica sulla stima della pressione statica e della pressione totale, e l'errore in gradi sull'angolo di yaw.
- I risultati sono stati riportati in grafici con contorni iso-valore dell'errore, rappresentando sull'asse delle ascisse il numero di Reynolds e sulle ordinate l'angolo di yaw. I contorni in colore verde rappresentano un errore nullo, mentre le sfumature verso il rosso e verso il blu indicano sovrastime o sottostime.

### 7.2.1 Analisi dei risultati

Il primo obiettivo da raggiungere è stato quello di valutare quale set di coefficienti adimensionali di calibrazione portasse ai migliori risultati in termini di errori nella ricostruzione del flusso, tra la terna in uso al Politecnico di Milano e quella in uso alla Nuovo Pignone.

## 7.2 Stima dell'incertezza nella ricostruzione di un flusso incognito 103

Il calcolo degli errori sul  $K_{yaw}$  e sul  $C_{yaw}$  inerenti alle prove effettuate con la sonda “cobra” *classica*, per i numeri di Mach 0.1 e 0.5, sono riportati in figura 7.1. Si osserva un andamento degli errori del tutto identico.

Applicando la procedura, con altri coefficienti, di pressione statica e di pressione totale, in tutte le prove effettuate, si sono ottenuti risultati analoghi tra le due terne, nonostante la diversa definizione e i diversi andamenti delle curve.

Pertanto le prossime valutazioni verranno illustrate solo per i coefficienti del Politecnico di Milano, ma hanno validità anche per il set della Nuovo Pignone.

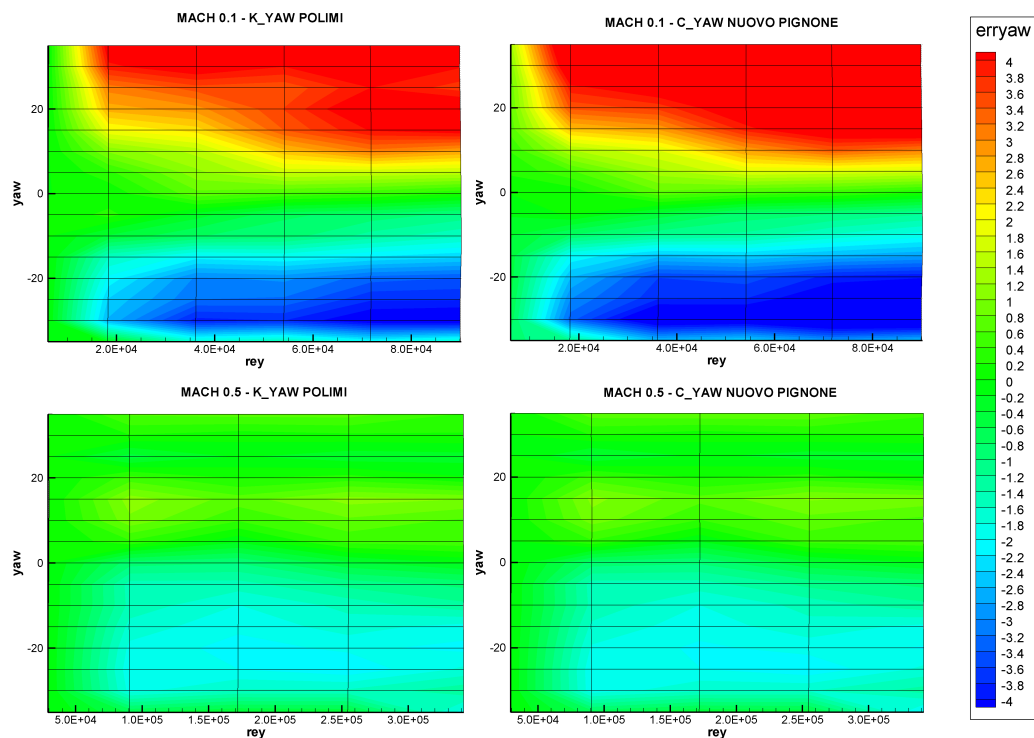


Figura 7.1: Sonda “cobra” *classica*, valutazione degli errori, numero di Mach 0.1 e 0.5, coefficienti del Politecnico di Milano e della Nuovo Pignone

È stato ampiamente dimostrato che gli effetti del numero di Reynolds sulla sonda “cobra” *classica* sono consistenti. Anche da tale analisi emerge che gli errori in fase di ricostruzione del flusso sono elevatissimi. Utilizzando come matrice di calibrazione i dati acquisiti alla pressione di 1 bar, a numero di Mach pari a 0.1, come si osserva in figura 7.1, si commettono errori di oltre 4° (positivi e negativi) sulla stima dell'angolo su tutto il campo indagato, escluso quando sonda si trova a incidenza nulla.

A numero di Mach 0.5, e così anche a 0.7 e 0.9, la situazione migliora leggermente e l'errore va via via decrescendo, pur rimanendo per nulla trascurabile.

I problemi maggiori si evidenziano sulla stima della pressione statica, il cui grafico dell'errore è riportato in figura 7.2. A numero di Mach 0.1 l'errore è maggiore del 12 % della quota cinetica su tutto il campo e, analizzando i dati numerici, si rileva come si arrivi localmente a sbagliare la misura della pressione statica anche del 50 % della quota cinetica del flusso.

Sulla stima nella pressione totale, a numero di Mach 0.1, l'errore è più contenuto e in un campo di incidenza da -20 a +20 raggiunge circa il 2 % della quota cinetica. A numeri di Mach 0.7 e 0.9 si rilevano, come prevedibile errori dovuti all'inflessione della sonda, quantificabili anch'essi nel 2 % della quota cinetica del flusso.

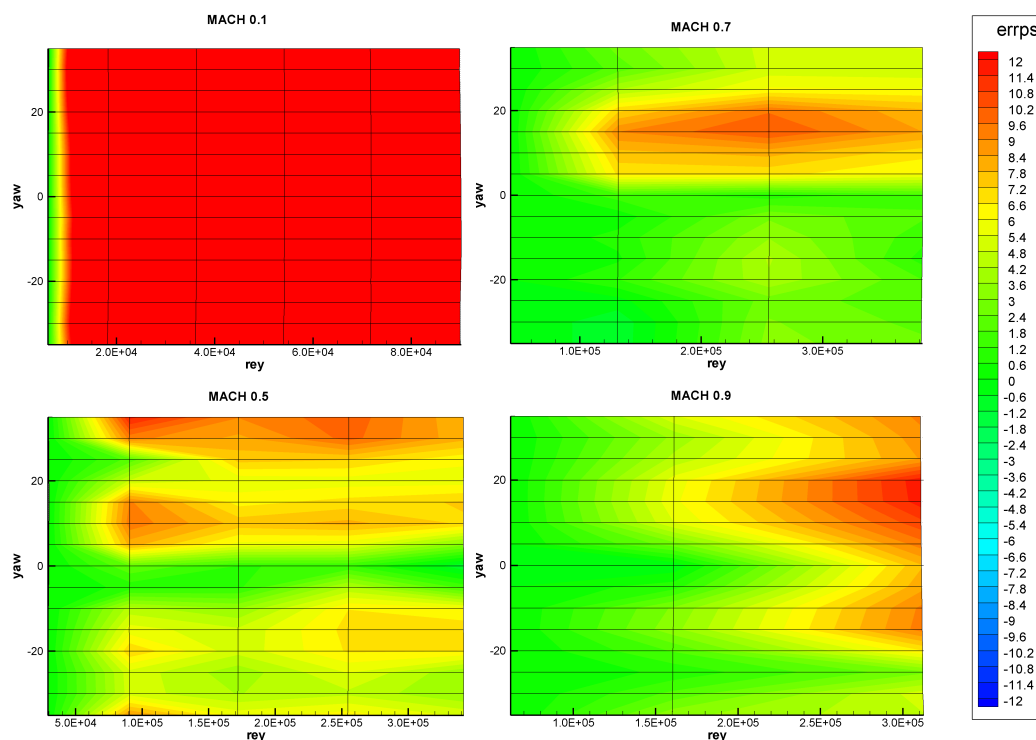


Figura 7.2: Sonda “cobra” *classica*, valutazione degli errori, numero di Mach 0.1, 0.5, 0.7 e 0.9, coefficiente di pressione statica  $K_{ps}$

L'analisi sulla sonda a 5 fori con diametro della testina di 3.1 mm ha portato complessivamente a risultati migliori, anche se a numero di Mach pari a 0.1 si sono evidenziati nuovamente notevoli problemi sulla stima delle grandezze, in particolare della pressione statica: si giunge a commettere gravi errori, pari addirittura al 100 % della quota cinetica del flusso.

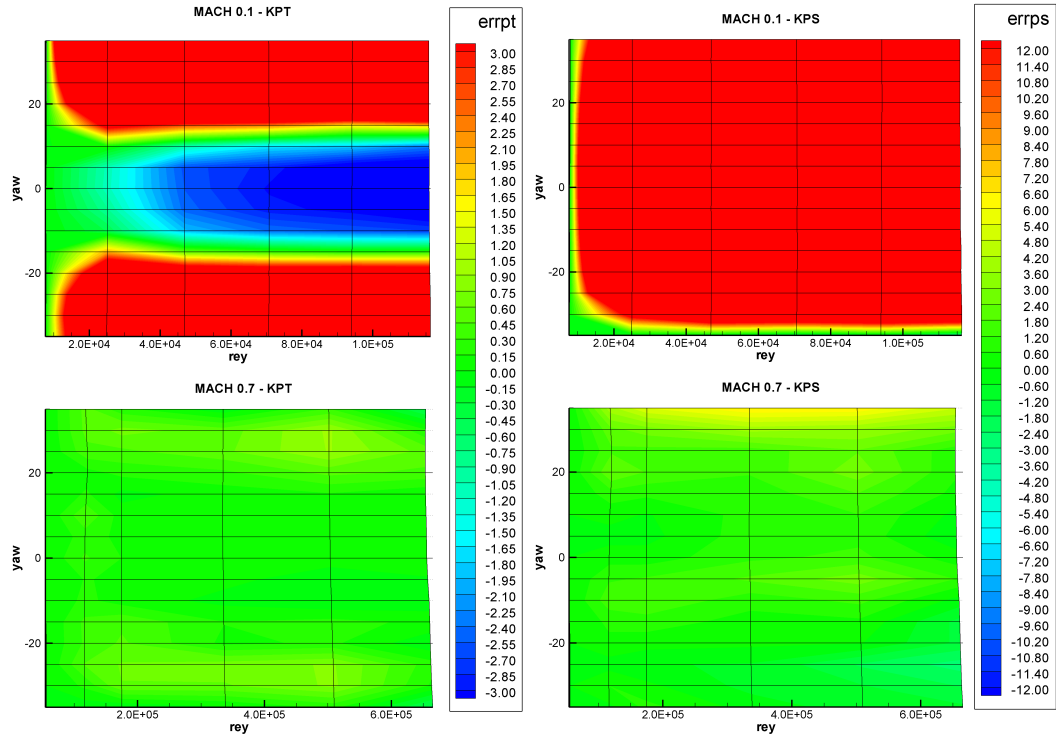


Figura 7.3: Sonda 5 fori,  $d = 3.1$  mm, valutazione degli errori, numero di Mach 0.1 e 0.7, coefficiente di pressione totale  $K_{pt}$  e coefficiente di pressione statica  $K_{ps}$

Anche per quanto riguarda la valutazione dell'angolo di yaw e della pressione totale gli errori sono consistenti, a causa degli effetti del numero di Reynolds ma soprattutto dell'inaffidabilità delle misure a numero di Mach pari a 0.1 e pressione statica di 1 bar: l'incertezza complessiva della misura è troppo elevata e usare la matrice di taratura a questa condizione porta a notevoli problemi.

D'altra parte a numeri di Mach di 0.5, 0.7 e 0.9 gli errori risultano davvero bassi: 0.5 % della quota cinetica sulla misura della pressione totale,  $0.8^\circ$  sulla misura dell'angolo di incidenza e 6 % della quota cinetica sulla misura della pressione statica. È possibile pertanto affermare come tale sonda, in condizioni di numero di  $Re > 4 * 10^4$ , risulti essere in una condizione di autosimilarità e non si verifichino più effetti legati al numero di Reynolds.

In figura 7.3 è riportato quanto appena illustrato: gli errori sul  $K_{pt}$  e sul  $K_{ps}$  sono tanto maggiori per le prove a numero di Mach 0.1, e tanto minori per le prove a numero di Mach elevato, 0.5, 0.7 e 0.9.

Per la sonda a 5 fori con il diametro di 2.2 mm la situazione appare analoga: a numero di Mach di 0.5, 0.7 e 0.9 gli errori commessi nelle stime

delle grandezze identificative del flusso sono molto contenuti, ma diventano inaccettabili a numero di Mach 0.1.

La sonda “cobra” *rinforzata*, come si è illustrato nelle analisi precedenti, riferisce un andamento dei coefficienti al variare del numero di Reynolds molto positivo, con effetti contenuti anche a numero di Mach basso. Anche dall'analisi degli errori emerge una miglior predisposizione di tale sonda ad operare a numero di Mach 0.1, pur permanendo lievi errori nella stima della pressione totale e della pressione statica.

A numeri di Mach maggiori gli errori si annullano quasi completamente, eccetto alcune zone ad angoli di incidenza elevati dove, a causa delle separazioni dal bordo di attacco della testina, il flusso risulta essere di difficile ricostruzione.

In figura 7.4 si possono osservare il  $K_{pt}$  e il  $K_{ps}$  a numeri di Mach 0.1 e 0.7 per tale sonda.

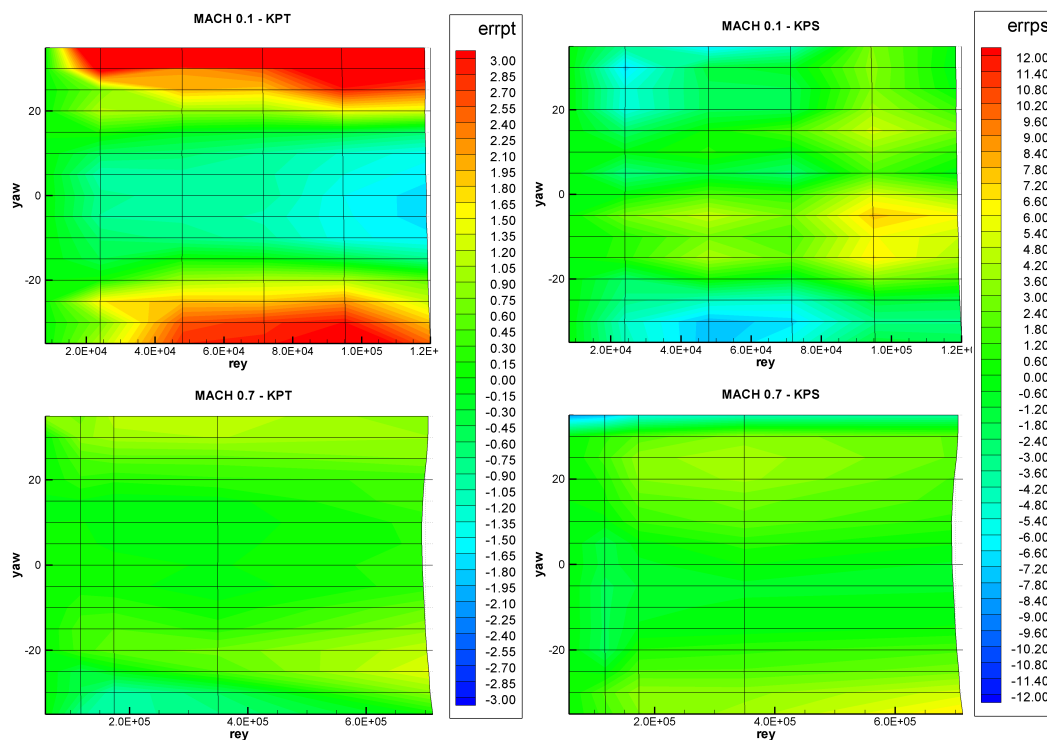


Figura 7.4: Sonda “cobra” *rinforzata*, valutazione degli errori, numero di Mach 0.1 e 0.7, coefficiente di pressione totale  $K_{pt}$  e coefficiente di pressione statica  $K_{ps}$

### 7.2.2 Taratura in pressione

Poichè i problemi maggiori si sono verificati a numero di Mach 0.1, si è cercato di individuare una possibile soluzione per limitare gli errori in fase di ricostruzione del flusso in tali condizioni.

Alla pressione di 1 bar tutte le sonde si trovano a un livello di numero di Reynolds estremamente basso, tra  $6 \cdot 10^3$  e  $8 \cdot 10^3$ , in cui sono evidenti fenomeni che modificano in modo consistente la struttura del flusso nell'intorno della testina; inoltre l'incertezza composta legata a tale misura è estremamente elevata.

Per ricostruire il flusso anche a tutti gli altri livelli di pressione è sconsigliabile pertanto utilizzare i coefficienti sopra indicati, in quanto, come si è visto, si producono errori del tutto inaccettabili.

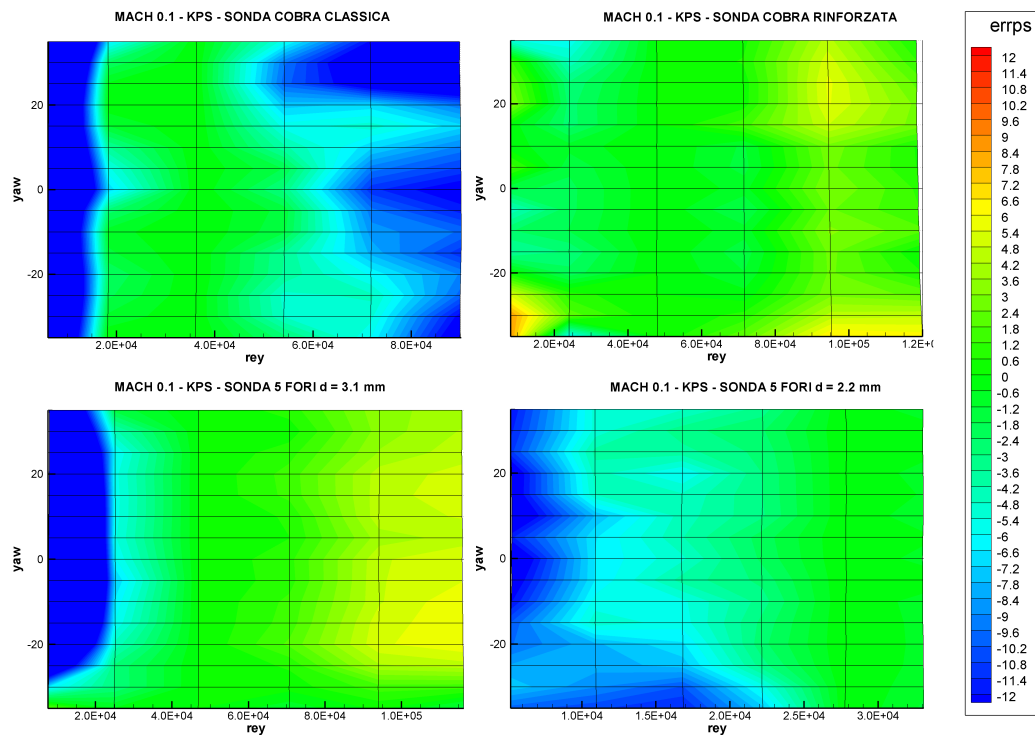


Figura 7.5: Taratura in pressione: valutazione degli errori a numero di Mach 0.1 del coefficiente di pressione statica  $K_{ps}$  per le 4 sonde analizzate.

Una possibile soluzione per aumentare la precisione delle misure, proposta nella presente analisi, è quella di considerare come matrice di calibrazione una prova a numero di Reynolds maggiore, possibilmente in una zona in cui il flusso è in autosimilitudine e non si presentano più fenomeni legati al regime del campo di moto. Occorre osservare che la procedura proposta non è appli-

cabile in ogni condizione operativa, come, ad esempio, calibrazioni variabili su entrambi i piani di pitch e di yaw, molto complesse da realizzare a pressioni elevate.

Nella figura 7.5 sono rappresentati gli errori sul  $K_{ps}$  per le due sonde “cobra” e per le sonde a 5 fori. Si è utilizzata come matrice di calibrazione i dati acquisiti alla pressione statica di 6 bar.

Si osserva come gli errori sulla stima della pressione a numeri di Reynolds bassi sia, come prevedibile, inesatta.

Per la sonda “cobra” *classica* i problemi permangono, a dimostrazione del fatto che gli effetti del numero di Reynolds siano presenti su tutto il campo testato. Per le due sonda a 5 fori, escluso alla pressione di 1 bar, gli errori sono contenuti nel 5 % della quota cinetica del flusso. Per la sonda “cobra” *rinforzata* la situazione, già positiva in precedenza, migliora nuovamente e gli errori sono stimati nel 4 % della quota cinetica.



#### 8.1 Descrizione della sonda

L'analisi sperimentale sull'influenza del numero di Reynolds si conclude con l'indagine su una sonda pneumatica direzionale di tipo cilindrico ad un foro, progettata, costruita e utilizzata abitualmente presso il Laboratorio di Fluidodinamica delle Macchine del Politecnico di Milano.

La sonda è stata sviluppata con lo scopo principale di leggere sia la pressione che la temperatura con la migliore discretizzazione spaziale possibile, così da poter definire in modo completo lo stato termodinamico del flusso.

Nel disegno quotato, in figura 8.1, è rappresentata la sonda, composta da un elemento sensibile nel quale è presente, alla sua estremità, la termocoppia e, sulla sezione con diametro di 4 mm, l'unico foro per la presa di pressione, dal diametro interno di 0.5 mm.

Lo stelo della sonda è anch'esso di sezione cilindrica con diametro di 6 mm che in seguito viene incamerato in un tubo da 8 mm per la movimentazione con la tavola rotante.

Il grande vantaggio di questo tipo di sonde è quello di non avere alcuno sbraccio della testina, caratteristica che le rende strumento ideale per i casi in cui l'accesso alla sezione di misura del flusso risulta difficoltoso.

L'asse di rotazione è unico e la sonda viene calibrata solo sull'angolo di yaw. Pur avendo una sola presa di pressione è possibile comunque adoperarla virtualmente come una sonda multiforo, ricavando tutti e tre i coefficienti  $K_{pt}$ ,  $K_{ps}$  e  $K_{yaw}$ , dai valori di pressione dell'unico foro, sfasati angularmente di  $\Delta\alpha = 45^\circ$ . L'analisi, condotta nel presente lavoro, si è concentrata nel

descrivere gli effetti del numero di Reynolds sulla sonda, valutati attraverso il coefficiente di pressione totale: pertanto non è stato implementato l'algoritmo per la costruzione dei coefficienti di pressione statica e di yaw e non si è tenuto conto della termocoppia per la misura della temperatura del flusso.

Il numero di Reynolds è stato stimato utilizzando come grandezza caratteristica la dimensione del diametro della testina in cui è presente il foro per la presa di pressione.

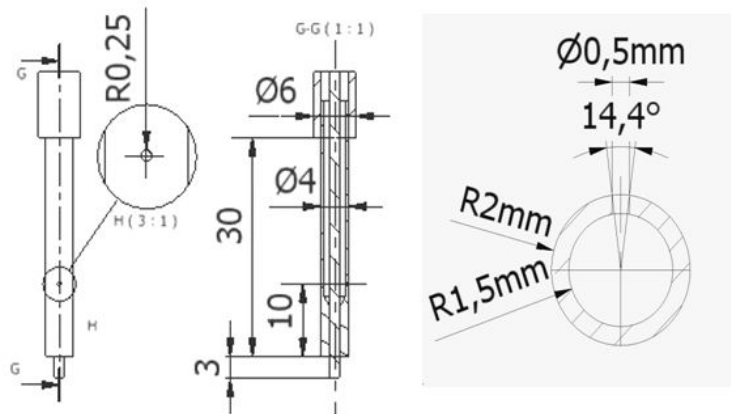


Figura 8.1: Disegno della sonda cilindrica, viste in sezione

## 8.2 Dati storici

All'interno del Laboratorio, in passato, è stata effettuata una campagna sperimentale con la stessa sonda a numero di Mach 0.1 al fine di identificare l'influenza del numero di Reynolds e i possibili effetti di gas reale sulla calibrazione della sonda.

Le prove sono state effettuate in aria e in un altro tipo di fluido, denominato MDM, con una densità molto maggiore, pertanto il numero di Reynolds è cambiato il ragione delle caratteristiche del fluido di lavoro (viscosità e densità) ed è stimato essere nei due casi:

$$Re_{D,MDM} \approx 2.9 * 10^5$$

$$Re_{D,aria} \approx 10^4$$

I risultati ottenuti sono rappresentati nel grafico 8.2 in cui viene riportato l'andamento del coefficiente di pressione definito come:

$$C_p = \frac{P_{centr} - P_s}{P_t - P_s} \quad (8.1)$$

Bisogna sottolineare tuttavia che la quota cinetica che compare al denominatore assume valori diversi in relazione al fluido analizzato: nelle condizioni trattate sono differenti sia la densità dei due fluidi ( $\rho_{MDM} \approx 70\rho_{aria}$ ) sia la loro velocità ( $V_{MDM} \approx 0.3V_{aria}$ ).

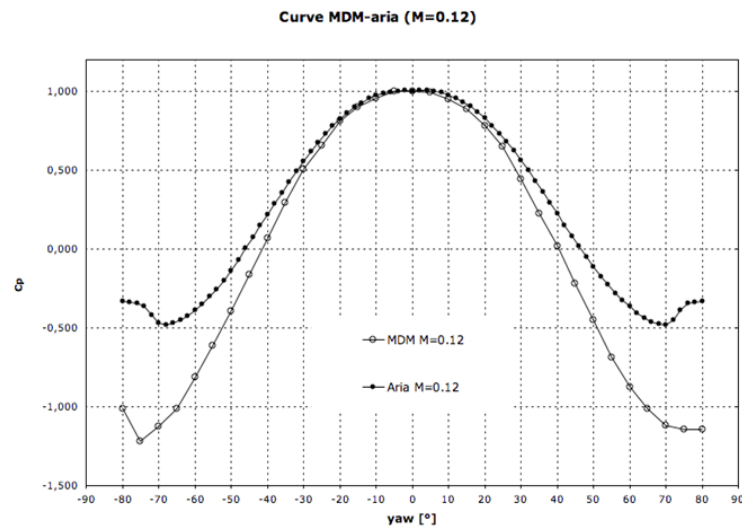


Figura 8.2: Sonda cilindrica, prove effettuate in aria e in MDM, coefficiente di pressione  $C_p$

Le due curve risultano molto simili da un punto di vista qualitativo mentre hanno significative differenze da un punto di vista quantitativo.

Si possono poi evidenziare alcune importanti considerazioni:

- La misura della pressione totale rimane costante tra le prove: la natura del flusso non ne influenza la misura, come era lecito aspettarsi.
- La curva del fluido MDM appare più “stretta”, in particolare risulta molto differente il valore di yaw per cui lo strumento legge il valore della pressione statica (passaggio dall’ordinata nulla). In aria tale lettura si posiziona in prossimità di  $\text{yaw} = \pm 46^\circ$ , in MDM a  $\text{yaw} = \pm 41^\circ$ . Questa differenza è notevole e, trascurandola, si rischia di commettere pesanti errori in fase di misura. Ad esempio impiegando la taratura ricavata in aria per ricostruire un flusso di MDM, si verificherebbe un errore nella misura della pressione statica quantificabile in circa il 20 % della quota cinetica.
- L’accelerazione del flusso lungo la superficie del cilindro prosegue più a lungo nel caso dell’MDM con il quale vengono infatti raggiunti valori di  $C_p$  nettamente inferiori.

- La zona di ricomprensione, in cui la pressione ricomincia a salire e il flusso rallenta destabilizzandosi fino al distacco dal cilindro, si sposta verso angoli maggiori nel caso dell'MDM (approssimativamente di una decina di gradi).

Inoltre, sono stati valutati nell'analisi i fenomeni legati agli effetti di gas reale (MDM) sull'utilizzo della sonda cilindrica rilevando come tali effetti influenzino notevolmente le elaborazioni, quali ad esempio il calcolo del numero di Mach isoentropico. Tuttavia queste considerazioni non hanno pertinenza nell'ambito dello studio.

### 8.3 Elenco prove effettuate

Nel presente lavoro si è cercato di completare l'analisi, incrementando il campo di indagine del numero di Reynolds e utilizzando come fluido di lavoro soltanto l'aria, mantenendo lo stesso numero di Mach.

Le prove sono state eseguite in un range angolare variabile tra  $-111^\circ$  e  $+111^\circ$ , con step di  $3^\circ$  tra le acquisizioni. È stata posta particolare attenzione a ricercare una conferma dei dati storici e, inoltre, a esaminare i possibili fenomeni di isteresi, in quanto è noto che la separazione del flusso dal cilindro è influenzata dalle modalità di movimentazione della sonda.

In tabella 8.1 sono riportate le prove effettuate e i valori del numero di Reynolds corrispondente ad ogni singola prova.

| ELENCO PROVE EFFETTUATE SONDA CILINDRICA |        |               |               |                        |
|------------------------------------------|--------|---------------|---------------|------------------------|
|                                          | $P_t$  | $P_s$         | $(P_t - P_s)$ | Reynolds               |
| Mach                                     | bar    | bar           | bar           | Based on Dprobe = 4 mm |
| <b>0.10</b>                              | 1.007  | <b>1.000</b>  | 7.0           | 1.03E+04               |
| <b>0.10</b>                              | 3.021  | <b>3.000</b>  | 21.1          | 3.09E+04               |
| <b>0.10</b>                              | 6.042  | <b>6.000</b>  | 42.3          | 6.18E+04               |
| <b>0.10</b>                              | 11.078 | <b>11.000</b> | 77.5          | 1.13E+05               |
| <b>0.10</b>                              | 15.106 | <b>15.000</b> | 105.7         | 1.54E+05               |
| <b>0.10</b>                              | 19.134 | <b>19.000</b> | 133.9         | 1.96E+05               |

Tabella 8.1: Elenco delle prove effettuate con la sonda cilindrica

### 8.4 Analisi dei risultati

Per descrivere la distribuzione di pressione sulla testina della sonda si è valutato il coefficiente  $K_{pt}$  secondo la definizione in uso al Politecnico di

Milano:

$$K_{pt} = \frac{P_t - P_{centr}}{P_t - P_s} \quad (8.2)$$

Nel grafico 8.5 sono riportate le curve di tale coefficiente per tutte le prove effettuate, con valori del numero di Reynolds compresi tra  $1.03 \cdot 10^4$  e  $1.96 \cdot 10^5$ . Gli effetti riscontrati sono gli stessi già rilevati sperimentalmente nel corso della precedente analisi svolta all'interno del Laboratorio e già illustrati nel paragrafo 8.2.

Le curve del  $K_{pt}$  tendono a stringersi, ossia il flusso localmente subisce un'accelerazione maggiore a causa dell'assottigliarsi dello strato limite. Inoltre l'angolo in cui si instaura la bolla di separazione cresce all'aumentare del numero di Reynolds.

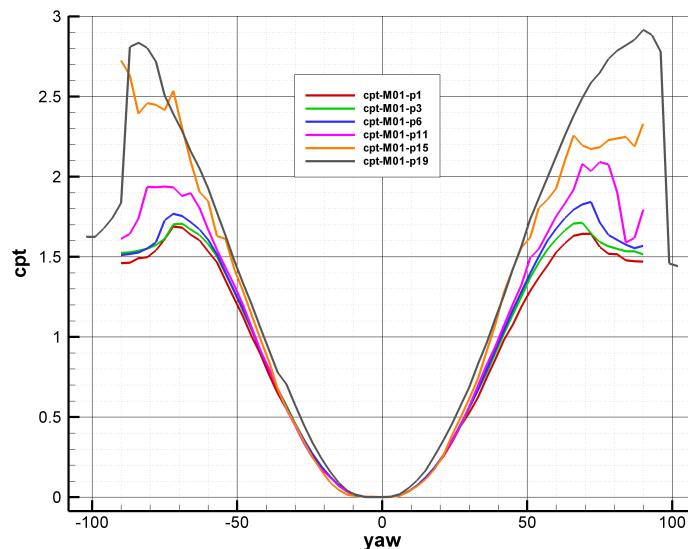


Figura 8.3: Sonda cilindrica, prove a numero di Mach 0.1, pressione statica da 1 a 19 bar, coefficiente di pressione  $C_{pt}$

L'angolo di yaw al quale si ha la misura della pressione statica, ovvero il  $K_{pt}$  assume valore unitario, è compreso tra  $41^\circ$  e  $45^\circ$ , come si osserva in figura 8.4. Questa dispersione risulta quantificabile nel 20 % della quota cinetica del flusso.

In figura 8.5 è descritto l'effetto di isteresi. Le prove effettuate, per angoli di yaw compresi tra  $111^\circ$  e  $0^\circ$ , sono quelle a numero di Reynolds maggiore, ovvero  $1.96 \cdot 10^5$ , dove gli effetti della turbolenza del flusso sono molto variabili e si possono verificare mutamenti nel coefficiente a seconda che la sonda stia entrando oppure stia uscendo dalla zona di flusso separato.

Infatti il "crollo" della curva del coefficiente, sintomo dell'istaurarsi di una bolla di separazione sulla presa di pressione della sonda, avviene ad angoli

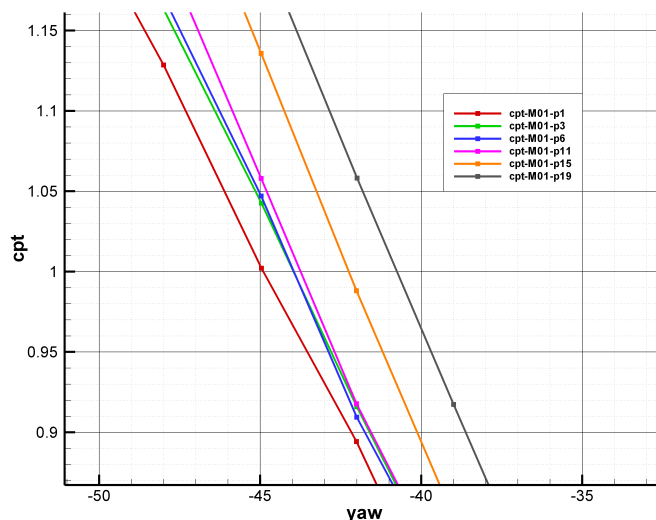


Figura 8.4: Sonda cilindrica, coefficiente di pressione  $C_{pt}$  nella zona di misura della pressione statica

diversi. Se la sonda proviene da una zona di flusso aderente la separazione avviene con maggior difficoltà rispetto al caso in cui si provenga da una zona di flusso separato.

Per quanto detto si giunge a definire per la sonda cilindrica un range di utilizzo che comunemente viene indicato in  $\pm 68^\circ$  poichè, come confermato dalle presenti prove sperimentali, in questo campo non si verificano effetti di separazione.

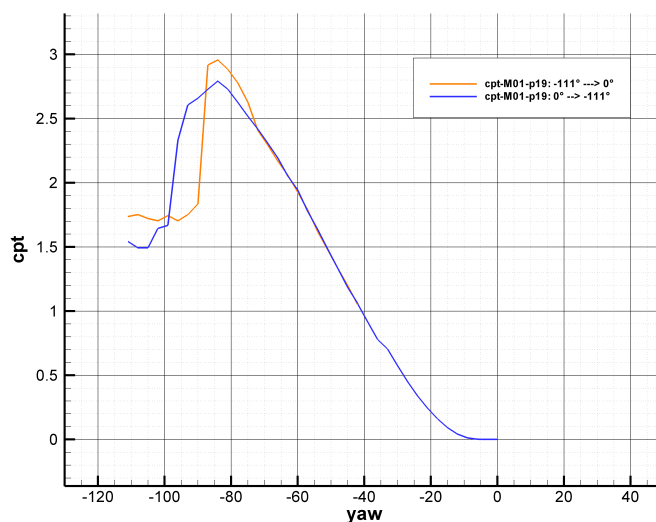


Figura 8.5: Valutazione dell'effetto di isteresi, prove da prove a numero di Mach 0.1, pressione statica da 1 a 19 bar, coefficiente di pressione  $C_{pt}$

---

## Conclusioni

---

L'indagine sperimentale condotta nel presente lavoro ha riguardato l'analisi degli effetti e dei fenomeni legati al numero di Reynolds su alcuni tipi di sonde pneumatiche direzionali di pressione, utilizzate abitualmente in campo turbomacchinistico.

L'obiettivo principale è stato quello di descrivere i fenomeni che influenzano l'accuratezza della stima delle grandezze identificative del flusso a numero di Reynolds variabile, al fine di identificare, per ciascuna sonda, dei campi di utilizzo in cui si possano realizzare misure affidabili.

L'impianto messo a disposizione dal Laboratorio di Fluidodinamica delle Macchine del Politecnico di Milano ha permesso di effettuare numerose sperimentazioni su 5 tipi di sonde, in un intervallo di numero di Reynolds molto ampio, da circa  $6 * 10^3$  a  $7 * 10^5$ . Le campagne sono state condotte sempre a numero di Mach costante, definito a priori: 0.1, 0.5, 0.7 e 0.9.

I fenomeni riscontrati sono stati evidenziati tramite due set di coefficienti adimensionali utilizzati nella procedura di ricostruzione del flusso: un set in uso al Politecnico di Milano e l'altro alla Nuovo Pignone - OGTL.

Il numero di campioni acquisiti in maniera indipendente in tutte le condizioni è stato notevole e, al fine di minimizzare l'incertezza del singolo coefficiente, si è proceduto a mediare i dati ricavati e calcolarne l'incertezza composta del sistema di misura che tenesse conto del peso dei singoli strumenti utilizzati nelle prove.

Inoltre è stato applicato l'algoritmo di risoluzione del flusso e sono stati valutati numericamente gli errori causati dall'utilizzo, a numero di Reynolds variabile, della matrice di taratura stimata alla pressione statica di 1 bar.

Quest'analisi ha permesso di dare un valore quantitativo agli effetti del numero di Reynolds, fino a quel momento analizzati solo a livello qualitativo. Inoltre ha permesso di analizzare quale dei due set di coefficienti portasse ai migliori risultati.

Infine è stata proposta una possibile soluzione per poter escludere gli effetti del numero di Reynolds sulla calibrazione a bassi numeri di Mach.

Gli effetti sulle sonde, ricordando in bibliografia le analisi [7], [12] e [11], sono fondamentalmente di due tipologie:

- Ad elevati angoli di incidenza si verificano separazioni di vena fluida sulla presa della sonda coperta dal bordo di attacco della presa centrale, evidenti a numeri di Reynolds bassi ma dipendenti anche della geometria della sonda. Tali separazioni, quando presenti, modificano le modalità con cui il flusso si distribuisce sulla testina della sonda, creando il classico effetto dello “sfarfallamento” del coefficiente di yaw.
- Su tutto il campo di incidenza, fino a numeri di Reynolds pari a circa  $4 * 10^4$ , in modo particolare a bassi numeri di Mach, la struttura del flusso, a causa della turbolenza e della vorticosità del flusso, subisce dei mutamenti che influenzano la distribuzione la pressione nell’intorno dell’elemento sensibile che si traducono in una consistente variabilità del coefficiente di pressione statica e, in misura più limitata, del coefficiente di pressione totale e del coefficiente di yaw.

Tali effetti si sono evidenziati, in modalità più o meno accentuate, su tutte le sonde prese in esame. In particolare la sonda denominata “cobra” *classica* è quella che ha riferito le maggiori influenze portando conseguenze evidenti sulle matrici di calibrazione a numeri di Reynolds variabili e causando errori, in fase di ricostruzione, molto elevati. Questo a causa della dimensione contenuta della testina e della disposizione dei fori rivolta in avanti che, come è noto, favorisce i distacchi di vena fluida.

Inoltre tale sonda presenta importanti problemi strutturali a sollecitazioni fluidodinamiche consistenti che ne precludono l’utilizzo a numeri di Mach maggiori di 0.5. Pertanto se ne sconsiglia l’utilizzo sia a bassi carichi aerodinamici, a causa degli effetti legati al numero di Reynolds, sia ad elevati carichi aerodinamici, a causa della notevole fragilità dell’elemento sensibile.

Le due sonde a 5 fori analizzate presentano anch’esse elevati problemi sulla calibrazione a bassi numeri di Mach e di Reynolds: dall’analisi degli errori in fase di ricostruzione del flusso si è evidenziato come le stime delle grandezze identificative, in particolare della pressione statica, risultino affette da errori di notevole entità.

Al crescere del numero di Mach, pari a 0.5, 0.7 e 0.9, e per numeri di Reynolds maggiori di  $4 * 10^4$  tale sonda risulta complessivamente affidabile e gli errori appaiono piuttosto contenuti.

La sonda “cobra” *rinforzata* descrive il comportamento migliore a numeri di Mach modesti: l’elemento sensibile risulta essere di dimensioni maggiori e questo modifica leggermente il campo di utilizzo del numero di Reynolds sfavorendo gli effetti ad esso legato. I fenomeni descritti comunque permangono, seppur di lievissima entità.



A numeri di Mach maggiori il comportamento risulta ottimo e non si rilevano cambiamenti al variare del numero di Reynolds: gli errori sulle stime delle grandezze identificative del flusso appaiono estremamente contenuti.

L'unico effetto particolare si verifica ad angoli di incidenza elevati dove, a causa della conformazione della testina, con i fori rivolti in avanti, si instaurano, a tutti i numeri di Mach testati, bolle di separazione che rendono difficile l'identificazione delle grandezze del flusso.

L'indagine sulla ricostruzione del flusso ha portato ai medesimi risultati per quanto riguarda la stima delle grandezze identificative, sia nel caso dei coefficienti del Politecnico di Milano, sia con quelli in uso alla Nuovo Pignone.

Si è proposto, per cercare di limitare gli effetti del numero di Reynolds a numero di Mach 0.1, di considerare come matrice di calibrazione i dati ricavati in una zona di autosimilarità. I risultati appaiono positivi per le ricostruzioni del flusso a livelli di numero di Reynolds maggiore, ma permane la difficoltà per numeri di Reynolds molto bassi.

L'analisi si è conclusa con le prove su una sonda cilindrica direzionale ad un foro: le sperimentazioni hanno permesso di confermare come l'effetto del numero di Reynolds sul coefficiente di pressione totale, studiato ampiamente in bibliografia, si traduca in uno "stringersi" verso il centro delle curve, al crescere del numero di Reynolds, a causa dell'assottigliamento dello strato limite del flusso intorno alla sonda, che produce localmente una velocità maggiore. Inoltre si è verificato come il campo di utilizzo di tale strumento debba essere limitato a  $\pm 68^\circ$  per non incorrere in separazioni del flusso.

Il naturale sviluppo del presente lavoro consiste indubbiamente nel migliorare l'accuratezza delle misure effettuate a bassi numeri di Reynolds e a bassi numeri di Mach; in seguito, ove possibile, ampliare ulteriormente il campo di indagine del numero di Reynolds.

In primo luogo può essere interessante affinare il sistema di misura a bassi livelli di pressione, utilizzando strumenti con migliori accuratezze e fondoscala. Inoltre, per perfezionare le misurazioni a bassi numeri di Reynolds e ampliarne ulteriormente il range, una soluzione percorribile può essere quella di realizzare la sezione di misura dell'ugello in condizioni di depressione rispetto alla pressione ambiente, tramite l'installazione di un ventilatore a valle dell'ugello e un sistema di diaframmi che provochi opportune perdite di carico.

Gli accorgimenti tecnici sopra descritti, potrebbero consentire di evidenziare effetti legati alla turbolenza anche a numero di Mach più elevato con una maggiore accuratezza e a identificare con miglior precisione i fenomeni illustrati nel presente lavoro.



---

## Bibliografia

---

- [1] Norma UNI CEI ENV 13005. “guida all’espressione dell’incertezza di misura”. 2000.
- [2] Montgomery Douglas C., Runger George C., and Hubele Norma F. *Statistica per l’ingegneria*. EGEA, 2004.
- [3] Emiliano Casati. Tesi di laurea specialistica: Sviluppo di sonde pneumatiche direzionali per la misura in flussi di gas densi in applicazioni o.r.c. Politecnico di Milano, 2008.
- [4] K.M. Argüelles Díaz, J.M. Fernández Oro, and E. Blanco Marigorta. Extended angular range of a three-hole cobra pressure probe for incompressible flow. *Journal of Fluids Engineering*, vol. 130: pp. 101401/1–6, October 2008.
- [5] K.M. Argüelles Díaz, J.M. Fernández Oro, and E. Blanco Marigorta. Cylindrical three-hole pressure probe calibration for large angular range. *Flow Measurement and Instrumentation*, vol. 20: pp. 57–68, 2009.
- [6] Ernest O. Doebelin. *Strumenti e metodi di misura*. Mc Graw - Hill, 2004.
- [7] R. G. Dominy and H. P. Hodson. An investigation of factors influencing the calibration of five-hole probes for three-dimensional flow measurements. *ASME, Journal of Turbomachinery*, vol. 115: pp. 513–519, July 2003.
- [8] V. Dossena, P. Gaetani, A. Mora, and F. Marinoni. Analisi aerodinamica delle sonde di pressione totale (kiel) e 3 fori (cobra) di nuovo pignone - ogtl. Luglio 2009.

- 
- [9] V. Dossena, P. Gaetani, A. Mora, and F. Marinoni. Rapporto sull'attività di progettazione, ingegnerizzazione e realizzazione di tre prototipi da utilizzarsi quale alternativa alle attuali sonde aerodinamiche di pressione attualmente in uso da nuovo pignone - ogtl. Ottobre 2009.
- [10] Greg Jones Espen S. Johansen, Othon K. Rediniotis. The compressible calibration of miniature multi-hole probes. *Journal of Fluid Engineering*, vol. 123: pp. 128–138, March 2001.
- [11] Sang Woo Lee and Sang Bae Jun. Reynolds number effects on the non-nulling calibration of cone type five-hole probe for turbomachinery applications. *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 19: pp. 1632–1648, 2005.
- [12] O. Novak. Investigation of the reynolds number effect on two pressure probes for measurements in turbomachines. *Measuring techniques for transonic and supersonic flow in cascades and turbomachines*, vol. 15: pp. 1–10, July 1984.
- [13] C. Osnaghi. *Teoria delle turbomacchine*. Societa editrice Esculapio, 2006.