

## SVILUPPO DI UNA SONDA MULTI-PRESSIONE E DI ALGORITMI DI ELABORAZIONE PER LA RICOSTRUZIONE DEI PARAMETRI DI VOLO

A.CALIA, R.GALATOLO, V.POGGI, F.SCHETTINI

*Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Università di Pisa, Pisa*

### SOMMARIO

*La determinazione dei parametri di volo, quali velocità, pressione statica, angoli di incidenza e derapata a partire da misure locali di pressione e di angoli, riveste un ruolo di vitale importanza per la riuscita della missione di un velivolo. L'accuratezza nella ricostruzione di tali parametri è infatti fondamentale per il corretto funzionamento delle leggi controllo e quindi per la sicurezza del volo.*

*Sulla base dell'esperienza maturata dal Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale (DIA) per l'integrazione dei dati aria nel Flight Control System Fly-by-Wire (FCS-FBW) del velivolo Aermacchi M346, sono state intraprese delle attività volte allo sviluppo di una nuova sonda per la misura delle pressioni locali. L'idea di base si ispira ai sistemi di tipo Flush Air Data Sensor System (FADSs) che consistono in un insieme di prese di pressione realizzate generalmente sulla parte prodiera della fusoliera, le cui misure sono elaborate da opportuni algoritmi che permettono di ricostruire i parametri di volo. Il numero elevato di prese di pressione che caratterizzano un sistema FADSs consente il suo funzionamento anche in caso di perdita di una o più misure a causa di avarie. Questo aspetto rende le FADSs particolarmente adatte ai sistemi di controllo del volo FCS-FBW caratterizzati da architetture a molteplice ridondanza.*

*Prendendo a riferimento tali sistemi dati aria, è stata studiata una sonda di forma emisferica su un supporto cilindrico.*

*Questo articolo illustra gli studi preliminari che hanno portato alla definizione della forma della sonda multi-pressione ed allo sviluppo degli algoritmi per la ricostruzione dei parametri di volo. Nella prima fase sono state prese in considerazione diverse soluzioni geometriche valutate mediante analisi di fluidodinamica computazionale (CFD). Successivamente, fissata la geometria, si è proceduto allo sviluppo degli algoritmi di elaborazione basati su reti neurali per la ricostruzione dei parametri di volo a partire dalle misure locali di pressione. La calibrazione delle reti neurali è stata effettuata sul database aerodinamico ottenuto mediante analisi di fluidodinamica computazionale e durante tale fase è stato possibile stabilire anche il numero minimo delle prese di pressione necessario a garantire l'opportuna accuratezza sui parametri ricostruiti.*

### 1. INTRODUZIONE

Un sistema dei dati aria (*Air Data System*, ADS) è l'insieme dei dispositivi del velivolo dedicati alla stima della velocità di volo  $U$ , della pressione statica ambiente  $P_{sa}$  e degli angoli di incidenza  $\alpha$  e di derapata  $\beta$ , a partire da misure di pressione di flusso locale (vedi *Figura 1*) acquisite da una o più sonde. Per velivoli ad elevate prestazioni il campo di variazione degli assetti è estremamente ampio ed è necessario usare sistemi con soddisfacenti accuratezze e caratteristiche di risposte in frequenza. Sistemi dati aria con elevate prestazioni sono richiesti anche nel campo di applicazione dei velivoli di piccole dimensioni (*UAV*, *Unmanned Aerial Vehicle*) in quanto questi risentono in modo particolare delle problematiche legate alle raffiche ed alle condizioni di elevata turbolenza.

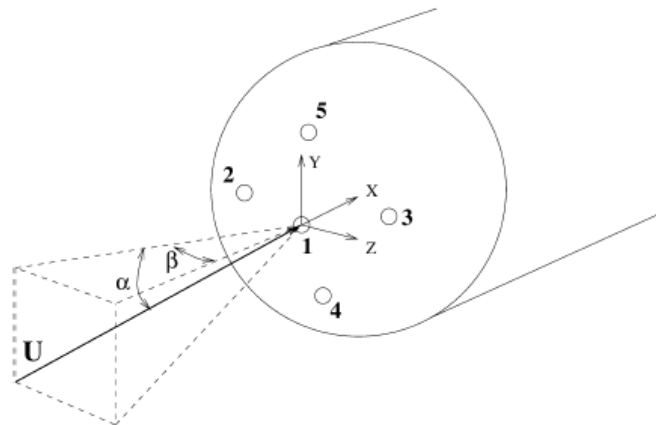


Figura 1: Esempio schematico di sonda multi-pressione

Il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale (DIA) dell'Università di Pisa, dopo aver maturato esperienze nel campo dei sensori vento per applicazioni aeronautiche (sviluppo del sistema dati aria per l'addestratore Alenia Aermacchi M346) [1],[2], ha di recente iniziato delle attività volte allo sviluppo di una sonda multi-pressione di dimensioni contenute che adotta la tecnologia *Micro Electro Mechanical Systems* (MEMS) per i trasduttori di pressione. Tale tecnologia permette di contenere le dimensioni della sonda consentendo comunque la possibilità di installare un numero considerevole di prese di pressione (fino a 10-15), necessario a garantire accurate stime dei parametri di volo nonché opportuni livelli di ridondanza. Altro aspetto molto importante è il basso costo dei trasduttori di tipo MEMS che consente di contenere i costi di produzione della sonda.

Facendo riferimento alle forme geometriche riportate in letteratura, nel DIA sono stati condotti degli studi volti ad individuare una soddisfacente configurazione della sonda, capace di garantire la stabilità del flusso nelle diverse condizioni di velocità ed assetto. Tutte le analisi fluidodinamiche condotte hanno riguardato la sonda in condizioni *stand-alone* rimandando alla fase di calibrazione in galleria del vento lo studio degli effetti di interferenza velivolo-sonda. La configurazione al momento oggetto di studio è assial-simmetrica con una parte cilindrica, lunga circa 10 cm e collegata ad un supporto che ne permette l'installazione sul velivolo (Figura 2). Ad entrambe l'estremità del cilindro vi sono delle superfici tronco-coniche terminanti con calotte sferiche di 1 cm di raggio. Su una delle due calotte sferiche (colore verde) sono alloggiati i fori per le misure di pressione.

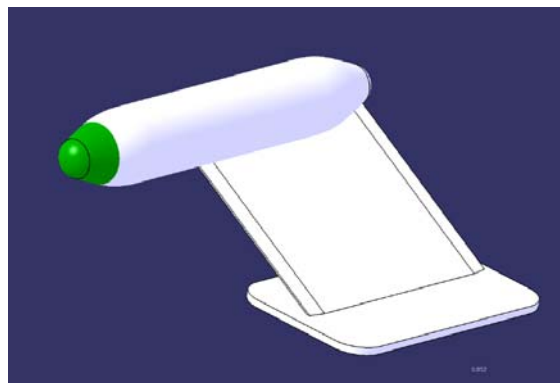


Figura 2: Configurazione geometrica della sonda multi-pressione

## 2. CARATTERIZZAZIONE DEL CAMPO AERODINAMICO IN CONDIZIONI STAZIONARIE

Una volta definita la forma della sonda multi-pressione, si è passati alla caratterizzazione del campo aerodinamico attorno ad essa in diverse condizioni operative. Questa fase è stata importante per lo studio della posizione ottimale dei fori di acquisizione delle misure di pressione e per la definizione di un database preliminare per lo sviluppo degli algoritmi di ricostruzione dei dati aria, in attesa che vengano realizzate delle prove in galleria del vento. La caratterizzazione del campo aerodinamico è stata effettuata mediante analisi di computazione fluidodinamica che hanno permesso lo studio del campo di pressione nell'intervallo di velocità asintotica compreso tra 20 e 70 m/sec e per angoli di incidenza e derapata compresi rispettivamente negli

intervalli  $-5 \div 15$  deg. e  $-15 \div 15$  deg. Le simulazioni CFD sono state effettuate mediante il software *Fluent*<sup>®</sup> che ha permesso di generare automaticamente una griglia composta di circa 800000 elementi tetraedrici. La durata di ciascuna simulazione, su di un PC dotato di un processore 2.66 GHz Intel XEON e 4 GB di RAM, è stata di circa 12 ore. Le simulazioni CFD sono state ottenute mediante l'uso di equazioni RANS (*Reynolds-Averaged Navier-Stokes*) combinate con un modello di turbolenza k-ε. Il fluido è stato assunto incomprimibile e tutte le simulazioni sono state effettuate utilizzando una intensità della turbolenza pari allo 0.1%.

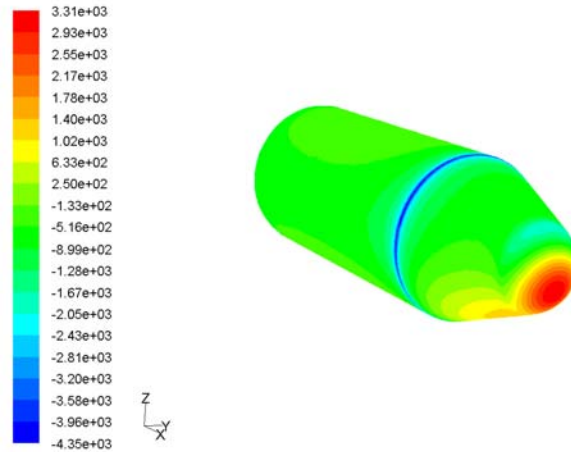


Figura 3: Visualizzazione del campo di pressione attorno alla sonda per una generica simulazione

Sono state eseguite 41 simulazioni numeriche, acquisendo i valori del campo di pressione sull'estremità sferica della sonda multi-pressione ed in particolare sui 4 archi di circonferenza illustrati in Figura 4.

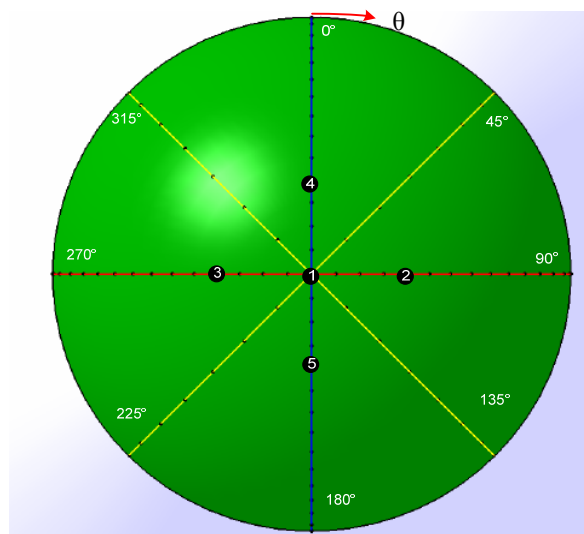


Figura 4: Vista frontale della sonda multi-pressione

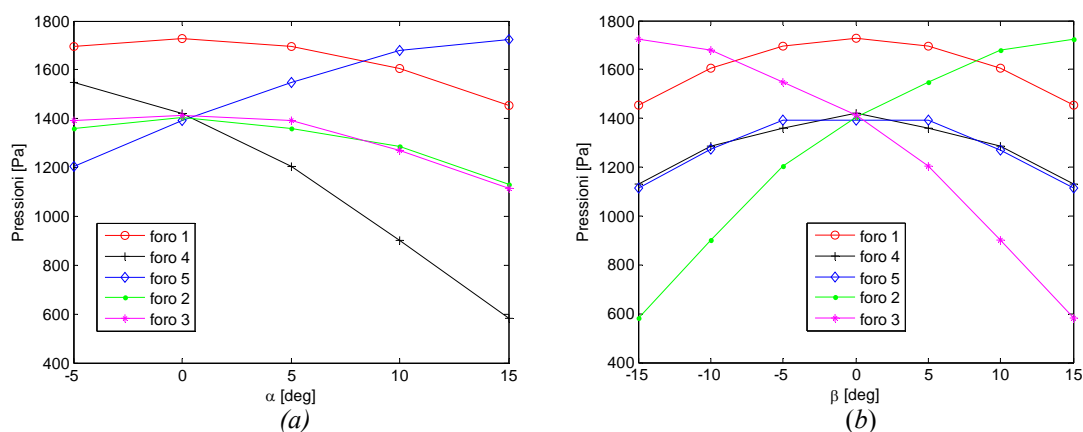
Su ciascuno degli archi di circonferenza posizionati a  $\theta = 0$  deg. e  $\theta = 90$  deg. sono stati definiti 28 punti di acquisizione, con passo angolare di 5 deg., mentre sugli archi di circonferenza posizionati a  $\theta = 45$  deg. e  $\theta = 135$  deg. il numero dei punti di acquisizione è stato di 14 (passo angolare di 10 deg.).

Le analisi condotte hanno permesso la definizione per punti delle seguenti funzioni:

$$p_i = f_i(\alpha, \beta, U) \quad (1)$$

dove la  $p_i$  è la pressione stimata nel  $i$ -esimo ( $i=1 \dots 84$ ) punto di acquisizione per una fissata condizione di flusso asintotico espressa in termini di angolo di incidenza ( $\alpha$ ), angolo di derapata ( $\beta$ ) e velocità ( $U$ ).

I seguenti grafici illustrano gli andamenti delle pressioni (differenza di pressione rispetto al valore di riferimento 101325 Pa) relativi ai 5 fori indicati in *Figura 4*. Entrambi i grafici presentati sono relativi ad una velocità asintotica pari a 45 m/sec (valore intermedio rispetto al range 20÷70 m/sec). La *Figura 5a* riporta l'andamento delle pressioni dei 5 fori al variare di  $\alpha$  per  $\beta=0$ , mentre la *Figura 5b* analizza dette pressioni al variare di  $\beta$  per  $\alpha=0$  deg. Si osservi che quando l'angolo di derapata rimane costante, le pressioni nei fori 2 e 3 sono quasi coincidenti con piccole variazioni al cambiare di  $\alpha$ , mentre come era logico supporre diventano particolarmente sensibili (andamento pressoché lineare) al variare di  $\beta$ . Viceversa, le pressioni nei fori 4 e 5 hanno andamenti quasi lineari al variare dell'angolo di incidenza nell'intervallo d'interesse e sono poco sensibili alle variazioni dell'angolo di derapata. Per quanto riguarda l'andamento della pressione nel foro centrale (foro 1), esso dimostra poca sensibilità al variare degli angoli di incidenza e derapata e quindi tale misura risulta particolarmente adatta a fornire informazioni utili per la stima della velocità.



*Figura 5: Andamento delle pressioni nei 5 fori al variare di  $\alpha$  (fig. a,  $\beta=0$ ) ed al variare di  $\beta$  (fig. b,  $\alpha=0$ ) in corrispondenza di una velocità asintotica  $U$  pari a 45 m/sec*

### 3. APPLICAZIONE DELLE RETI NEURALI PER LA RICOSTRUZIONE DEI PARAMETRI DI VOLO

Una volta definita la distribuzione delle pressioni attorno alla sonda multi-pressione in funzione della velocità asintotica  $U$  e degli angoli aerodinamici  $\alpha$  e  $\beta$  si è passati alla definizione delle reti per la ricostruzione dei parametri di volo. Il problema matematico da risolvere è quello della determinazione della funzione inversa  $f_i'$  della eq. (1):

$$\alpha, \beta, U = f_i'(p_i) \quad (2)$$

Tale funzione inversa potrebbe anche non esistere se una determinata distribuzione di pressioni corrispondesse a più combinazioni della tripletta di valori  $\alpha$ ,  $\beta$  e  $U$  o anche nel caso in cui una data combinazione di detti valori producesse diverse distribuzioni di pressioni (instabilità del flusso). Quest'ultimo caso, che risulta essere il più comune, è generalmente causato dalla presenza di vorticità instabile che si verifica in corrispondenza di elevati angoli di incidenza. Nell'intervallo d'interesse di angolo di incidenza le analisi condotte hanno escluso la presenza di suddette situazioni per la configurazione della sonda multi-pressione presa in considerazione.

La funzione  $f_i'$  può essere calcolata mediante opportune *look-up table* che correlano in maniera diretta le grandezze asintotiche al campo di pressione. Questo modo di operare potrebbe tuttavia richiedere una mole ingente di dati da memorizzare nelle unità di calcolo, per poter rappresentare in modo adeguato il campo aerodinamico attorno alla sonda. Tale problema potrebbe insorgere a seguito dell'installazione della sonda sul velivolo, in quanto gli effetti di interazione velivolo-sonda, cui si aggiungono ulteriori effetti dovuti alle manovre, all'estrazioni di superfici mobili ed alla presenza di carrelli e di altri carichi, comportano andamenti fortemente non lineari delle funzioni  $f_i$ . Un insieme di dati insufficiente potrebbe caratterizzare in modo non accurato tale campo aerodinamico comportando errori grossolani nel processo di ricostruzione dei parametri di volo.

Per ridurre la quantità di parametri da memorizzare si può ricorrere a tecniche di compressione dei dati, quali ad esempio l'applicazione di tecniche di approssimazione polinomiale ai minimi quadrati delle funzioni di taratura della sonda [1].

Nel presente lavoro si fa invece riferimento alla computazione neurale che s'ispira ai sistemi neurali biologici, dei quali cerca di modellare la struttura e simulare le funzioni base. In contrapposizione alla filosofia in cui un singolo processore accentra tutta la capacità computazionale ed esegue le operazioni in sequenza programmata, le reti neurali, ispirandosi ai sistemi biologici, considerano un elevato numero d'elementi con capacità computazionali elementari. Essi sono i neuroni, detti anche nodi, che sono connessi ad altre unità dello stesso tipo. Un neurone artificiale è l'unità computazionale atomica di una rete neurale. Esso valuta l'intensità degli ingressi ( $i$ ), ed a ciascuno assegna un peso ( $w$ ), cioè un valore numerico che modula l'impatto che tale ingresso ha sulla somma totale. Alla somma pesata ( $S$ ) degli ingressi è applicata una funzione, detta *funzione di trasferimento*, di solito non lineare, che determina l'uscita ( $u$ ). Ad ogni connessione è attribuito un peso più o meno debole in modo tale che un neurone possa o meno influenzarne un altro in funzione della "forza" di connessione fra i due.

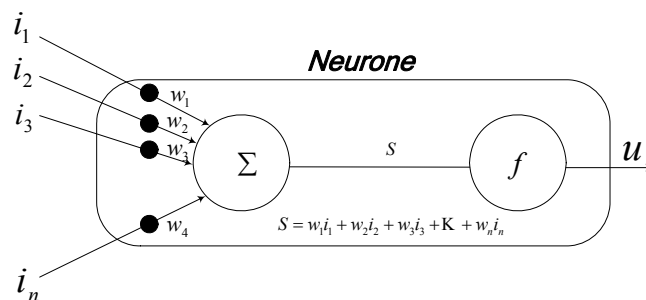


Figura 6: Schema dell'architettura di un singolo neurone

L'attività svolta, inerente l'applicazione delle reti neurali all'elaborazione dei dati aerea, ha come obiettivo quello di valutare la fattibilità dell'approccio. In questa prima parte si è considerato un numero ridotto di misure di pressione, pari a cinque, rispetto a quello ipotizzabile dell'architettura finale. Infatti, la configurazione finale della sonda multi-pressione dovrà essere capace di garantire opportuni livelli di ridondanza mediante l'utilizzo di un numero maggiore di misure di pressione rispetto alle cinque considerate in questa prima fase e l'uso di opportuni algoritmi di *monitoring* per la gestione di eventuali avarie. La rete per la stima degli angoli di incidenza e derapata ha in ingresso le cinque misure di pressione  $P_i$  fornite dai trasduttori alloggiati nei fori indicati in Figura 4. Oltre al foro centrale (foro 1), sono stati considerati altri quattro fori, due dei quali (fori 4 e 5) posizionati su di un arco di circonferenza a  $\theta = 0$  deg. ed altri due (fori 2 e 3) posizionati su di un arco di circonferenza a  $\theta = 90$  deg. Percorrendo gli archi di circonferenza, ciascuno di questi quattro fori (2, 3, 4, 5) è posizionato a 20 deg. dal foro centrale. La rete sviluppata prevede una struttura costituita da tre strati di neuroni, in cui il primo è collegato agli ingressi ed ha 10 neuroni con funzioni di trasferimento "sigmoide binaria", il secondo strato, stimolato dalle uscite del primo, è costituito anch'esso da 10 neuroni con funzioni di trasferimento analoghe a quelle del primo. L'ultimo strato che fornisce le variabili d'uscita, ovvero la stima dell'angolo di incidenza e derapata, è costituito da due neuroni connessi con tutti quelli del secondo strato. Anche questi due neuroni hanno le stesse funzioni di trasferimento dei primi due strati. In Figura 7 è riportato uno schema della rete per la ricostruzione degli angoli di incidenza e derapata.

Una rete analoga a quella realizzata per la stima degli angoli di incidenza e derapata, ma con una singola uscita, è stata sviluppata per la stima della velocità asintotica  $U$ .

### 3. ADDESTRAMENTO DELLA RETE CON I DATI PROVENIENTI DALLE SIMULAZIONI FLUIDODINAMICHE

Le reti illustrate nel precedente paragrafo sono state addestrate con il *database* preliminare illustrato al § 2 ed ottenuto mediante analisi di computazione fluidodinamica.

Per poter sfruttare a pieno le capacità di interpolazione della rete, è necessario che i punti d'addestramento costituiscano un sottoinsieme significativo del dominio di variazione delle grandezze in esame.





