

# OTTIMIZZAZIONE DELL'ALA DI UN VELIVOLO CLASSE "BUSINESS"

Ubaldo Cella, Michele Mancini,  
Giorgio Travostino

*Il metodo di ottimizzazione descritto, basato sulla deformazione della griglia di calcolo, è stato applicato al caso dell'ottimizzazione aerodinamica di un'ala supercritica di un velivolo progettato da Piaggio Aero Industries.*

**L**a Piaggio Aero Industries S.p.A è un'azienda italiana che produce aerei business, da trasporto e militari quali il P180 Avanti, il velivolo turboelica più veloce in commercio della sua categoria. Nell'ambito di un programma di sviluppo e validazione di me-

**Ubaldo Cella**

University of Rome Tor Vergata, Rome

**Michele Mancini, Giorgio Travostino**

Piaggio Aero Industries, Italy  
mmancini2@piaggioaero.it



todologie di design, Piaggio ha avviato nel 2009 una collaborazione con l'Università di Roma Tor Vergata finalizzata allo studio di metodi di analisi aeroelastica. Una procedura di analisi che utilizza il metodo del "mesh morphing" è stata applicata con successo per lo studio aeroelastico di un'ala accoppiando la soluzione fluido dinamica con il modello strutturale [R3]. Nel lavoro qui descritto ci si propone di verificare l'efficienza e la robustezza del metodo come strumento di design in un ambiente di ottimizzazione numerica.

Il test case utilizzato è un velivolo classe "bu-

Fig. 2 - Dettaglio dell'installazione del modello di galleria del velivolo Piaggio

Fig. 3 - Griglia superficiale e variabili di design

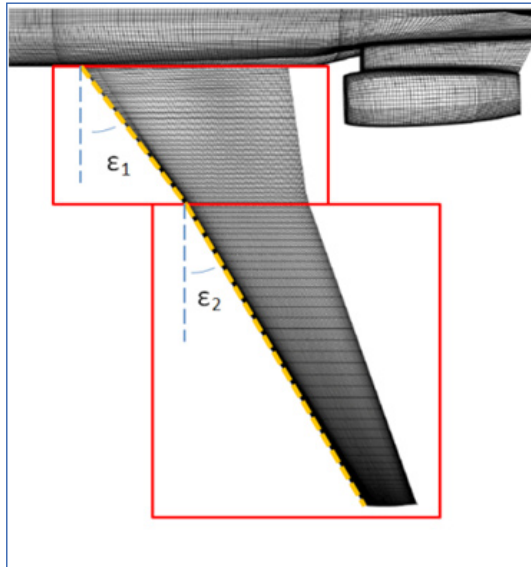
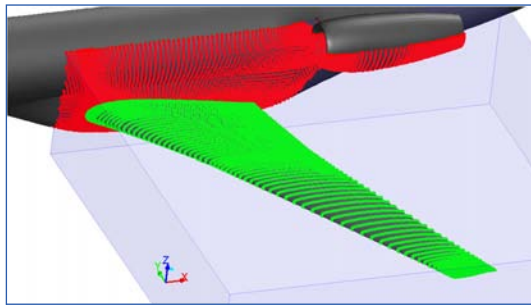


Fig. 4 - Nodi superficiali della griglia di calcolo e dominio di modifica



siness”, già in avanzata fase di sviluppo presso Piaggio, sul quale si è deciso di sperimentare la procedura per ottimizzare la freccia alare. In generale, ali con frecce moderate hanno efficienze (e quindi prestazioni di salita, consumi e caratteristiche di stallo) migliori di ali di pari superficie e apertura ma con frecce maggiori. Bassi valori di freccia implicano tuttavia limiti di velocità in condizioni transoniche, condizioni nelle quali si genera sul dorso dell’ala una struttura di ricompressione (onda d’urto) che comporta un aumento della resistenza all’approssimarsi delle condizioni soniche. Gli effetti di comprimibilità inoltre si manifestano in modo diverso nelle diverse zone dell’ala. Per mitigare questo effetto - e quindi volare più veloce - si introduce appunto un angolo di freccia ma la scelta del giusto compromesso è un aspetto particolarmente delicato. Un parametro indicativo di questo compromesso è l’efficienza aerodinamica (rapporto fra portanza e resistenza) e a questo scopo è stato scelto come funzione obiettivo di questa analisi di ottimizzazione nelle condizioni di crociera (Mach 0.8).

La configurazione di partenza corrisponde alla geometria del modello di galleria utilizzata da Piaggio nella campagna di verifica sperimentale condotta presso la galleria transonica

S2MA dell’ONERA, le cui misurazioni hanno fornito la base di validazione del modello numerico di analisi (Figura 2).

La semiala è divisa in due tronconi con angoli di freccia diversi, riferiti al bordo d’attacco della pianta alare, e al bordo d’attacco dell’ala rettilineo (Figura 3). I due valori di freccia sono stati utilizzati come variabili del design.

Le modifiche geometriche sono state applicate alla griglia con RBF Morph imponendo uno spostamento delle sezioni all’estremità alare e alla giunzione dei tronconi nella direzione del volo. L’aggiornamento della mesh avviene in due fasi: la superficie dell’ala viene aggiornata in accordo agli spostamenti delle sezioni cui corrispondono i nuovi valori di freccia e successivamente la modifica viene estesa al volume di griglia circostante limitato dal dominio definito

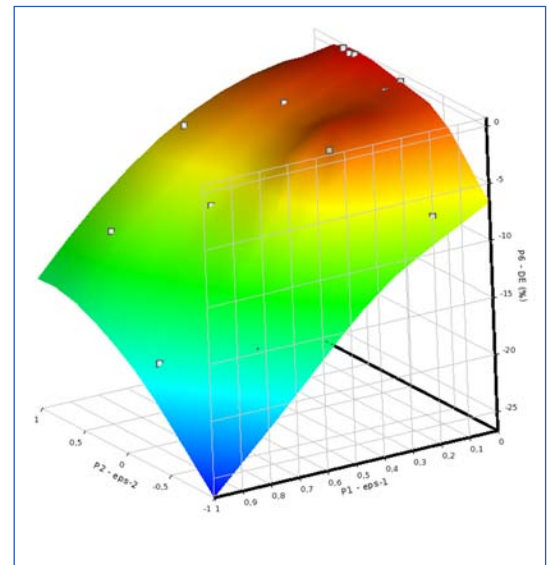


Fig. 5 - Superficie di risposta del caso test velivolo di Piaggio

dall’utente (Figura 4). Allo scopo di garantire il mantenimento di livelli accettabili di qualità della griglia, l’azione di morphing è stata verificata fino ai limiti dello spazio delle variabili. Il calcolo effettuato partendo dal modello numerico è stato automatizzato nell’ambiente.

Il dominio di calcolo è costituito da una griglia strutturata composta da 15 milioni di esaedri, estesa trenta corde a monte e a valle del modello. Attorno al profilo dell’ala sono presenti 220 celle e 110 in direzione dell’apertura. La mesh è stata costruita specificamente per un’analisi con indagine a parete. All’interno dello strato limite le celle sono raggruppate in modo da mantenere valori di  $Y^+$  al di sotto dell’unità con un rateo di crescita nell’ordine di 1.2.

Il modello numerico è stato automatizzato

nell'ambiente di ottimizzazione DesignXplorer di Ansys. Nel ciclo di ottimizzazione il calcolo CFD è stato fatto ripartire ogni volta dalla soluzione ottenuta per il design originale. Con questa tecnica si sono ridotti di oltre il 60% i tempi di convergenza rispetto al calcolo iniziale. Un primo set di soluzioni DOE (Design Of Experiments) è stato utilizzato per inizializzare il ciclo e rappresentare lo spazio di design nel quale stimare la funzione obiettivo.

Le connessioni fra i vari moduli e l'automatizzazione della procedura sono state sviluppate nell'ambiente Workbench di Ansys. Ad ogni set di parametri, rappresentativi di ogni soluzione geometrica, corrisponde l'azione di morphing della griglia, l'analisi CFD, l'estrazione delle soluzioni, il calcolo della funzione obiettivo e il salvataggio delle soluzioni. Il set di soluzioni è

stato utilizzato per il calcolo della superficie di risposta visualizzata nella Figura 5. Lo spazio delle variabili investigato ha portato a soluzioni con variazioni di efficienza aerodinamica di oltre il 25%. Infine la soluzione ottimale ottenuta con questa procedura ha portato a un miglioramento dell'efficienza, rispetto alla configurazione di partenza, contenuto al di sotto del punto percentuale. Il risultato ottenuto ha confermato il livello di maturità del progetto del velivolo. Lo scopo di questo lavoro era tuttavia di valutare l'efficienza e la robustezza della procedura come potenziale strumento di design per applicazioni più complesse. Da questo punto di vista il metodo ha mostrato tutte le sue potenzialità e ha fornito utili conferme sulla qualità del design iniziale.

## OTTIMIZZAZIONE DELL'INTERAZIONE ALA/GONDOLA NEL MODELLO DLR-F6

Emiliano Costa, Fabrizio Lagasco, Jacopo Dariva

**D'**Appolonia, società di consulenza ingegneristica e progettazione operante in settori multidisciplinari in ambito nazionale ed internazionale, ha impiegato la procedura di ottimizzazione precedentemente descritta per svolgere lo studio aerodinamico volto alla determinazione della posizione ottimale della gondola sotto l'ala del modello DLR-F6 [R4] nella configurazione completa denominata WBP (Wing-Body-Pylon-Nacelle). Questo modello, mostrato in Figura 6, riproduce le geometrie di maggiore interesse di un aeromobile civile ed è stato utilizzato come caso test in diverse edizioni dei DPW (Drag Prediction Workshop) [R5], identificati dalla NASA per valutare l'accuratezza dei codici CFD allo stato dell'arte nella predizione delle coefficienti aerodinamici in campo aeronautico.

Il DLR-F6 presenta un angolo di freccia pari a  $27.1^\circ$ , un allungamento alare (Aspect Ratio) di

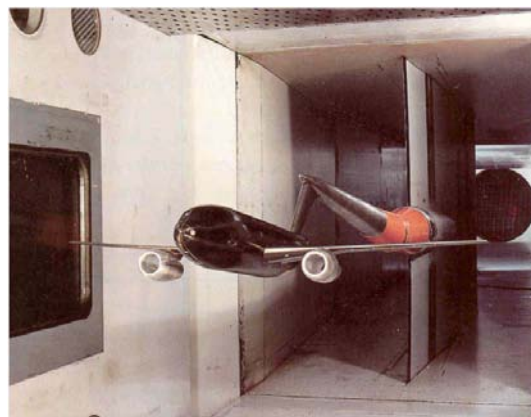


Fig. 6 - Dettaglio dell'installazione del modello DLR-F6 per la galleria del vento

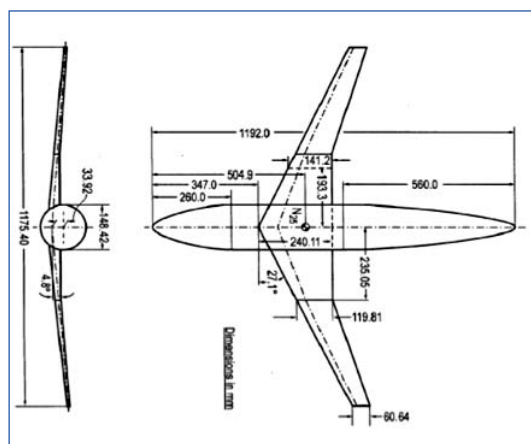


Fig. 7 - Dimensioni in mm del modello DLR-F6

**Emiliano Costa, Fabrizio Lagasco**  
D'Appolonia spa, Italy  
emiliano.costa@dappolonia.it

**Jacopo Dariva**  
University of Rome Tor Vergata, Italy