

A&C

ANALISI E CALCOLO

ISSN 1128-3874

NUMERO 56, MAGGIO 2013



**TECNICHE
DI "MESH MORPHING"
NEL SETTORE AERONAUTICO**

**QUANDO LA SIMULAZIONE
INCONTRA LA REALTÀ**



TECNICHE DI “MESH MORPHING” PER L’OTTIMIZZAZIONE IN CFD

Marco Evangelos Biancolini

L’impiego di tecniche numeriche CFD (Computational Fluid Dynamics) congiuntamente alla realizzazione di test in galleria del vento è entrato nella prassi del progetto aerodinamico delle moderne industrie aeronautiche. Tuttavia la pratica attuale di utilizzo dell’analisi numerica e della prova sperimentale come strumenti di verifica comporta tempi di progettazione e sperimentazione ancora sensibilmente importanti, specialmente nella ricerca delle configurazioni aerodinamiche ottimali. Per ridurre tali tempi e per migliorare la qualità del design, le tecniche di progettazione più avanzate e di recente concezione tendono ad integrare più strettamente l’analisi CFD all’interno di ambienti di ottimizzazione numerica.

Marco Evangelos Biancolini, University of Rome Tor Vergata, Italy - biancolini@ing.uniroma2.it

“MESH MORPHING” CAMPO AERONAUTICO

P 180 Avant II - Per gentile concessione di "Pieggiro Aero Industries S.p.A."

L’Università di Roma Tor Vergata ha sviluppato una procedura di ottimizzazione basata sull’utilizzo dello strumento numerico RBF Morph [R1], ad oggi rilasciato come add-on del codice commerciale Ansys Fluent, che permette di modificare le geometrie del modello computazionale mediante tecniche di “mesh morphing”. La procedura prevede la generazione di una singola griglia di calcolo che viene modificata per adattarla alla nuova, successivamente all’applicazione di modifiche di forma, in modo rapido e robusto. In questo modo il modello CFD viene reso parametrico e quindi efficacemente utilizzabile in un ambiente di ottimizzazione che permetta l’automatizzazione del calcolo di geometrie diverse da quella originale. Questa tecnica integrata di analisi si è dimostrata, all’atto pratico, uno strumento di

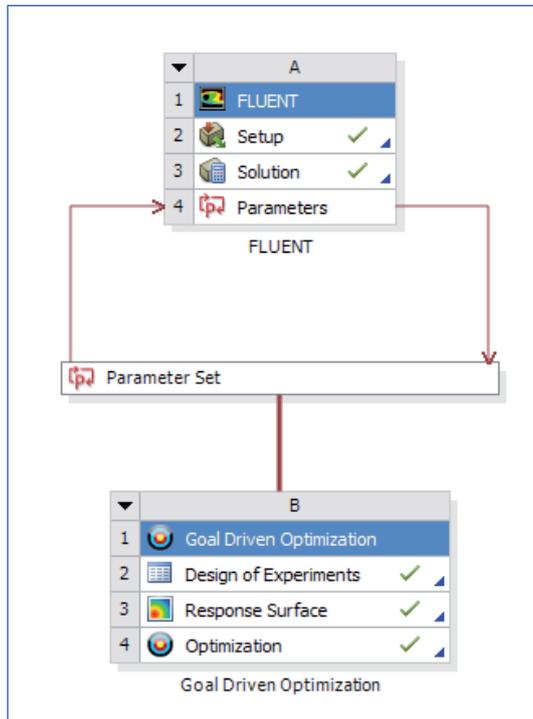
ricerca del design “ottimale” particolarmente potente ed accurato.

IL “MESH MORPHER” PER LE MODIFICHE DI FORMA

Le geometrie del velivolo (configurazioni) esaminate nell’analisi numerica di ottimizzazione prendono in considerazione quella originale (baseline configuration) ed una serie di varianti di quest’ultima.

Le varianti vengono generate mediante RBF Morph cambiando la posizione dei nodi degli elementi superficiali che definiscono le geometrie (mesh superficiale) applicando specifiche combinazioni delle modifiche di forma di interesse. Ognuna di queste combinazioni prevede che le modifiche di forma vengano opportunamente calibrate tramite dei fattori di amplifica-

Fig. 1 – Schema operativo del processo di automatizzazione del calcolo in ambiente Ansys Workbench



zione (pesi) che ne alterano l'entità all'interno di un intervallo di accettabilità. Tale intervallo viene preliminarmente identificato verificando la qualità delle celle che suddividono il volume di simulazione (mesh di volume) secondo dei criteri idonei per la progettazione aeronautica operata mediante tecniche CFD (valore di skewness).

Per modificare i nodi della griglia di calcolo della configurazione originale, creare la nuova forma e adattare la mesh di volume alla nuova geometria, RBF Morph applica le leggi matematiche delle Radial Basis Functions (RBFs) utilizzando una serie di punti di controllo e gli spostamenti dei nodi relativi ad essi. Il campo di deformazione RBF agisce sui nodi della griglia di calcolo consentendo di propagare le deformazioni in modo graduale per minimizzare la distorsione della mesh di volume. La natura meshless del metodo RBF consente di lavorare con mesh di qualsiasi tipologia garantendo implicitamente la congruenza anche su mesh parallele partizionate. Il solutore ad alte prestazioni di RBF Morph consente di gestire problemi RBF di notevoli dimensioni in tempi molto contenuti, rendendo l'approccio fruibile anche su applicazioni solo poco tempo fa considerate estremamente sfidanti. Di fatto, il mesh morpher ha passato con successo le verifiche e gli stress test effettuati su casi di notevoli dimensioni in ambito Formula 1 (domini caratterizzati da 150 milioni di celle e 1 milione di punti RBF). Le indagini numeriche descritte a titolo esem-

plificativo in questo studio sono caratterizzate da mesh di medie dimensioni (15 e 3 milioni di celle rispettivamente) che richiedono dataset RBF dell'ordine dei 100.000 punti di controllo.

AUTOMATIZZAZIONE DEL CALCOLO CFD

Il processo di acquisizione della soluzione CFD di tutte le configurazioni di interesse in condizioni stazionarie viene automatizzato nell'ambiente di ottimizzazione DesignXplorer di Ansys (vedi Figura 1). In particolare, per accelerare la convergenza dei calcoli delle configurazioni di studio successive alla prima, la strategia adottata prevede che la soluzione numerica ottenuta per la configurazione originale venga imposta come campo di moto iniziale delle successive.

Per ogni soluzione CFD vengono esportati i valori di portanza e resistenza con i quali calcolare la funzione obiettivo. Un primo set di soluzioni DOE (Design Of Experiments) è utilizzato per inizializzare il calcolo e per rappresentare lo spazio di design nel quale stimare la funzione obiettivo. Le connessioni fra i vari moduli della procedura, l'esecuzione della sequenza di analisi, la raccolta delle soluzioni e la loro valutazione è effettuata nell'ambiente Workbench di Ansys.

Il ciclo di ottimizzazione comincia con l'analisi della configurazione corrispondente al primo set di parametri (configurazione originale) e prosegue con la selezione dei nuovi parametri, il morphing della griglia, l'analisi e il salvataggio delle soluzioni. Il ciclo continua fino alla completa analisi di tutti i punti di design.

GENERAZIONE DELLA SUPERFICIE DI RISPOSTA

Il set di soluzioni è definito mediante algoritmi di optimal space filling tipici delle tecniche DOE. Dopo aver calcolato la soluzione fluidodinamica di ogni design point si passa al calcolo della superficie di risposta utilizzando il metodo dell'analisi della regressione di Kriging. Questa tecnica consente di stimare il valore della funzione obiettivo in tutto lo spazio vincolato delle variabili utilizzando un numero limitato di soluzioni. L'analisi della superficie di risposta permette di valutare la robustezza del progetto dal momento che il design più robusto si trova nelle regioni a pendenza minore. La superficie di risposta viene utilizzata quindi in un ciclo di ottimizzazione multiobiettivo basato su algoritmi genetici [R2]. I tre migliori candidati così estrapolati vengono di seguito verificati mediante calcolo completo della soluzione fluidodinamica.

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.

La 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



todoogie 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

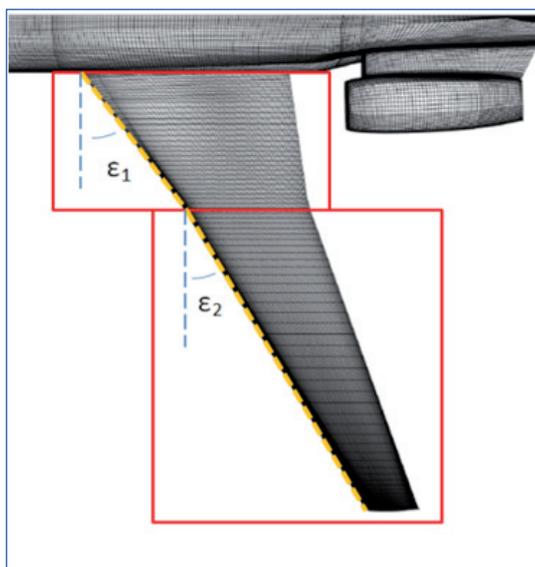
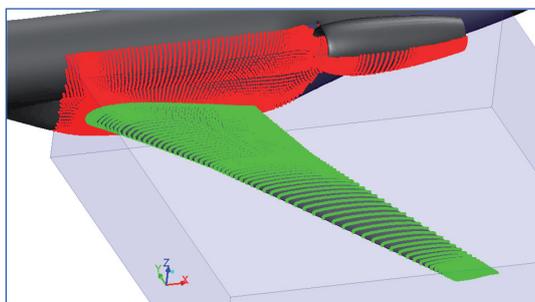


Fig. 4 - Nodi superficiali della griglia di calcolo e dominio di modifica



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

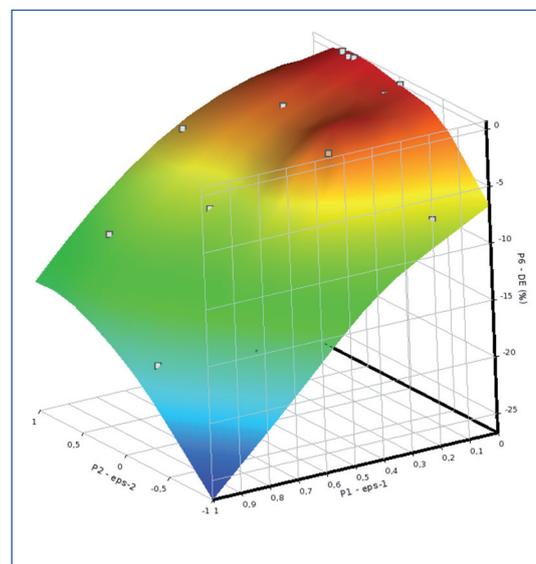


Fig. 5 - Superficie di risposta del caso test velivolo di Piaggio

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° , un allungamento alare (Aspect Ratio) di

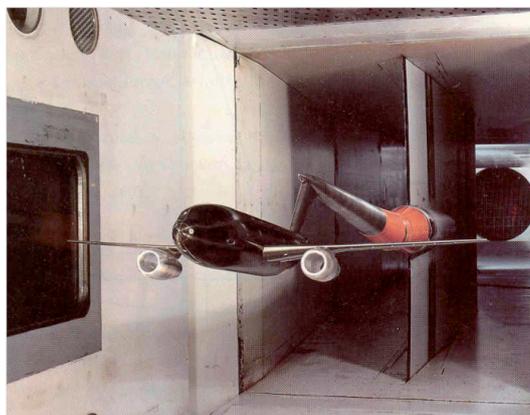


Fig. 6 - Dettaglio dell'installazione del modello DLR-F6 per la galleria del vento

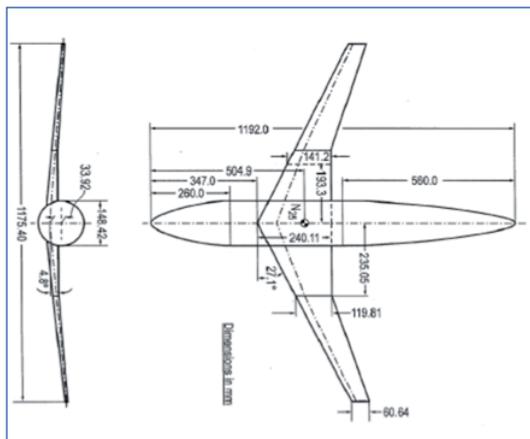


Fig. 7 - Dimensioni in mm del modello DLR-F6

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

Jacopo Dariva
University of Rome Tor Vergata, Italy

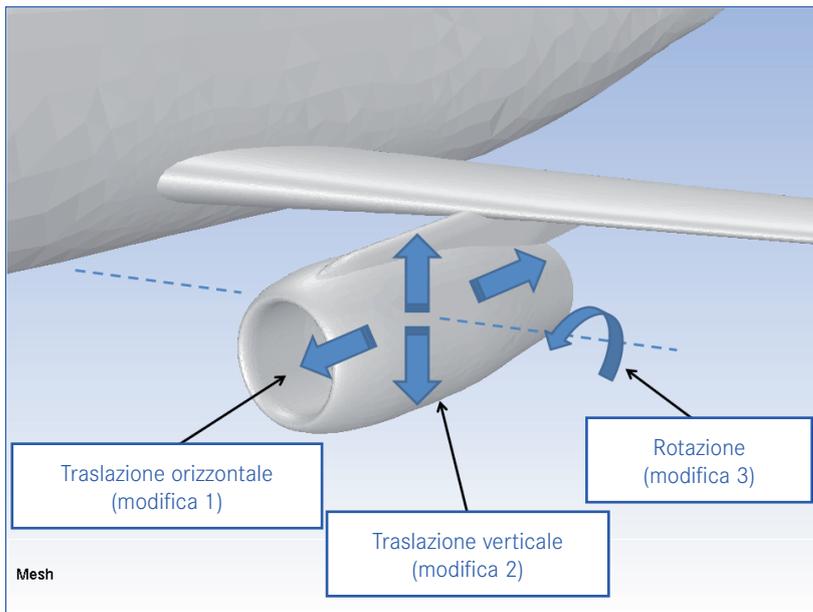


Fig. 8 - Dettaglio della gondola e delle modifiche di interesse del caso test DLR-F6

9.5 ed un angolo diedro di 4.8° . Le dimensioni in millimetri del modello realizzato per effettuare i test in galleria del vento presso il centro aerospaziale francese (ONERA) sono riportate in Figura 7.

Le gondole sono state opportunamente realizzate per contenere la tipologia di motore turbo-ventola CFM-56, prodotto dalla CFM International, che è caratterizzato da un alto rapporto di diluizione.

La posizione relativa tra gondola ed ala ha particolare rilevanza nella progettazione aerodinamica dell'aeromobile in quanto influenza i valori dei coefficienti aerodinamici (riduzione portanza), la posizione delle aree dell'ala interessate dal distacco della vena fluida, la formazione delle strutture vorticosi in prossimità dell'uscita del motore, ed altresì lo sviluppo della scia a valle dell'ala.

Considerando quanto detto, sono state prese in esame tre modifiche della posizione della gondola rappresentate da una traslazione orizzontale (modifica 1), una traslazione verticale (modifica 2) e una rotazione attorno ad un asse orizzontale ed ortogonale all'asse della fusoliera dell'aeromobile (modifica 3). La Figura 8 mostra un dettaglio del modello computazionale della gondola nella configurazione originale e le modifiche di interesse per l'analisi.

Dal punto di vista progettuale, l'indagine numerica assume che la forma dell'ala e la localizzazione dell'alloggiamento del pilone della gondola sull'ala siano elementi distintivi della configurazione finale dell'aeromobile. Nello studio di ottimizzazione queste specifiche identificano dei vincoli di forma tali da garantire che la geometria dell'ala non subisca delle altera-

zioni, ovvero che la localizzazione dei nodi degli elementi superficiali che la definiscono non venga variata.

Il modello computazionale è stato generato partendo dall'importazione e la successiva conversione in metri di una delle griglie di calcolo (mesh superficiale e di volume) disponibili per i partecipanti ai DPW. Nello specifico, questa griglia è di tipo non strutturato ed ibrida, ovvero costituita da celle tetraedriche e pentaedriche, per un totale di celle di circa 3 milioni. Le celle sono caratterizzate da un valore massimo di skewness pari a 0,88.

Il regime di flusso imposto per le simulazioni CFD è stato quello caratteristico della condizione di crociera del velivolo, essendo quest'ultima preponderante in termini temporali rispetto alle fasi di decollo ed atterraggio. In queste ipotesi, le grandezze prese come riferimento per imporre i valori dei parametri delle condizioni al contorno sono stati il numero di Reynolds pari a 3 milioni, il numero di Mach pari a 0,75 e l'angolo di incidenza del flusso pari ad 1° . L'imposizione di queste condizioni ha determinato l'identificazione di un coefficiente di portanza in galleria del vento pari a circa 0,5.

Il solutore adottato è stato di tipo esplicito ed ha consentito il conseguimento della convergenza dopo circa 2500 iterazioni. Il modello di turbolenza utilizzato è lo Spalart-Allmaras che, per la specifica applicazione aeronautica, rappresenta un ottimo compromesso tra onere di calcolo e precisione della soluzione.

I modificatori di forma (modifiers), ovvero le sovrastrutture matematiche necessarie per ottenere le soluzioni RBF la cui applicazione permette di generare le varianti della configurazione originale, sono stati ricavati mediante l'utilizzo delle funzionalità di RBF Morph. In particolare, previa verifica del mantenimento di un adeguato livello di qualità per griglia di calcolo, la traslazione orizzontale è stata fatta variare nell'intervallo di spostamento della gondola compreso tra -5 mm e 20 mm, la traslazione verticale tra -10 mm e 30 mm e la rotazione compresa tra -2° ed 1° .

La Figura 9 illustra la tabella DOE ottenuta a valle della prima parte dello studio di ottimizzazione. Nello specifico, la prima colonna riporta le denominazioni delle 16 configurazioni di studio che comprendono la configurazione originale e le 15 varianti. La seconda, la terza e la quarta colonna riportano, rispettivamente, i valori dei fattori di amplificazione delle tre modifiche che determinano le varianti corrispondenti. Ognuna di queste ultime, a sua volta, identifica in maniera univoca un punto di progetto DP (de-

Punti di progetto	P1-Traslazione Z	P2-Traslazione X	P3-Rotazione Y	Cd	Resistenza [N]	Portanza [N]	Cl	Cm	Efficienza
Baseline	0,00	0,00	0	0,0363	105,475	1294,906	0,4468	-0,1431	12,277
DP 1	-1,73	-0,17	-0,3	0,0366	106,296	1293,536	0,4463	-0,1428	12,169
DP 2	-1,20	2,17	0,3	0,0371	107,893	1305,354	0,4504	-0,1421	12,099
DP 3	-0,67	1,50	-1,3	0,0363	105,467	1301,735	0,4491	-0,1425	12,343
DP 4	-0,13	3,83	-0,2	0,0363	105,517	1313,733	0,4533	-0,1418	12,450
DP 5	0,40	0,17	0,7	0,0363	105,496	1296,049	0,4472	-0,1431	12,285
DP 6	0,93	3,17	-1,7	0,0363	105,671	1310,279	0,4521	-0,1425	12,400
DP 7	1,47	-0,83	-1,1	0,0363	105,733	1290,723	0,4453	-0,1440	12,207
DP 8	2,00	2,50	0,9	0,0364	105,861	1307,964	0,4513	-0,1427	12,356
DP 9	2,53	1,17	-0,7	0,0365	106,054	1300,869	0,4488	-0,1435	12,266
DP 10	3,07	0,50	-1,9	0,0365	106,273	1297,223	0,4476	-0,1440	12,207
DP 11	3,60	3,50	-0,1	0,0366	106,467	1312,718	0,4529	-0,1430	12,330
DP 12	4,13	-0,50	0,1	0,0366	106,573	1293,040	0,4461	-0,1446	12,133
DP 13	4,67	2,3	-1,5	0,0368	107,049	1309,020	0,4516	-0,1437	12,228
DP 14	5,20	1,83	0,5	0,0368	107,106	1304,782	0,4502	-0,1439	12,182
DP 15	5,73	0,83	-0,9	0,0370	107,706	1299,411	0,4483	-0,1446	12,064

Fig. 9 - Tabella DOE completa del caso test DLR-F6

sign point) nello spazio delle soluzioni definito dalle variabili modifica.

Le rimanenti colonne sono state completate a valle delle simulazioni utilizzando i valori delle grandezze dei parametri presi in esame per l'ottimizzazione aerodinamica: il coefficiente di resistenza (e quindi la forza totale che il volume di aria impone al modello lungo la direzione del flusso), il coefficiente di portanza (e quindi la forza totale che il volume di aria applica al modello lungo la verticale ortogonalmente alla direzione del flusso), il coefficiente del momento di beccheggio e infine l'efficienza alare

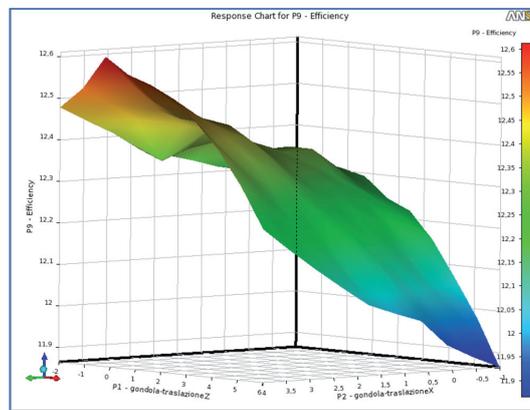


Fig. 10 - Superficie di risposta del caso test DLR-F6

Punti di progetto	P1-Traslazione Z	P2-Traslazione X	P3-Rotazione Y	Cd	Resistenza [N]	Portanza [N]	Cl	Cm	Efficienza
Candidato A	0,062	3,940	-1959	0,0359	104,486	1313,864	0,4533	-0,1419	12,575
Candidato B	2,109	4,000	0,003	0,0364	105,952	1315,094	0,4537	-0,1424	12,412
Candidato C	1,202	3,987	-1,226	,0,362	105,417	1314,527	0,4535	-0,1422	12,470
Baseline	0	0	0	0,0363	105,475	1294,906	0,4468	-0,1431	12,277

Fig. 11 - Tabella DOE per i tre candidati del punto di progetto ottimo e la baseline

valutata come il rapporto tra i due coefficienti di portanza e di resistenza. Ogni simulazione successiva alla prima ha sfruttato come campo di moto iniziale quello ottenuto per il design originale. Questa strategia è stata adottata con l'obiettivo di velocizzare la fase di calcolo poiché, inizializzare il campo di moto con quello completamente sviluppato che è prossimo a quello atteso, facilita il raggiungimento della convergenza della soluzione numerica di ogni configurazione modificata.

A valle della popolazione della tabella DOE, è stata generata la su-

perficie di risposta mediante metodo di Kriging (Figura 10).

L' algoritmo MOGA (Multi-Objective Genetic Algorithm) è stato impiegato per selezionare sulla superficie di risposta tre candidati del punto di progetto ottimo (candidato A, B e C).

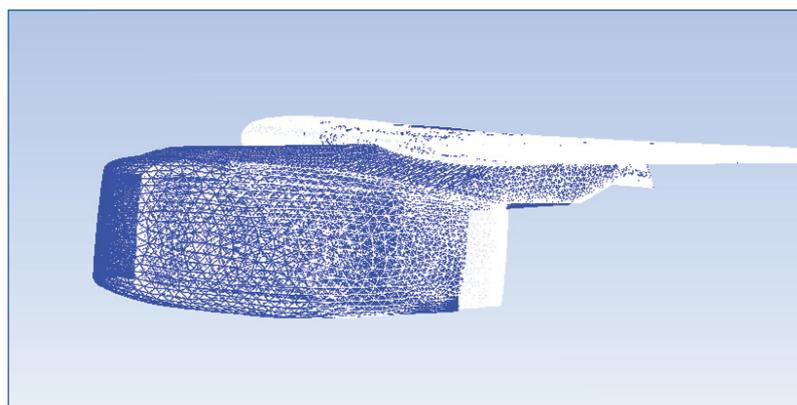
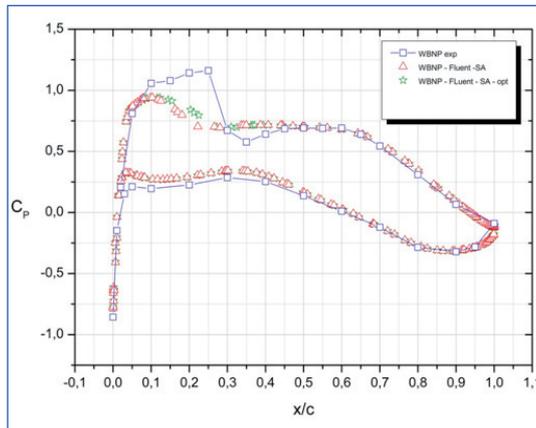


Fig. 12 - Configurazione della gondola ottimizzata sovrapposta a quella originale

Fig. 13 - Andamento del coefficiente di pressione sul profilo alare



Tali punti di progetto sono stati verificati effettuando automaticamente le simulazioni delle configurazioni modificate corrispondenti. La tabella riportata nella Figura 11 riassume tutti i valori ottenuti per i candidati quali punto di progetto ottimo. Tra i punti candidati è stato scelto quello che rendesse massima l'efficienza ovvero il candidato A. Tale configurazione consente una diminuzione del coefficiente di resistenza dell' 1% circa, un aumento del coefficiente di portanza del 1,5% e quindi un aumento dell'efficienza globale del 2,3%. Questo miglioramento trae origine da una ridistribuzione più graduale della pressione sul profilo alare in prossimità della gondola ed in particolar modo nella zona dorsale dell'ala consentendo una resistenza d'onda più ridotta rispetto alla configurazione originale. In Figura 12 viene riportato il confronto della configurazione ottimizzata (blu) rispetto a quella originale (grigio).

Dal confronto tra la configurazione ottimizzata e quella originale si può notare che, fatta eccezione per la traslazione orizzontale della gondola, i parametri ottenuti sono simili ai valori della configurazione originale. Da ciò si evince che, nonostante il modello in configurazione base fosse già ben progettato dal punto di vista fluidodinamico, è stato ottenuto comunque un miglioramento rilevante dell'efficienza a fronte di una modesta variazione applicata.

Con lo scopo di evidenziare le differenze tra i campi di pressione sull'ala, si è deciso di rappresentare in Figura 13, in accordo con le pubblicazioni AIAA, l'andamento del coefficiente di pressione nella sezione posta a distanza $\eta=0.411$ dalla radice [R6]. Dal grafico si evince che nella configurazione ottimizzata, identificata con il marker a stella, la distribuzione di pressione è più graduale rispetto alla configurazione originale. In particolare, ciò ha come effetto una diminuzione della resistenza d'onda nella zona dorsale dell'ala, a vantaggio di un aumento dell'efficienza complessiva del velivolo.

La discrepanza tra i profili ottenuti numericamente e quelli sperimentali è attribuibile alla risoluzione della mesh in prossimità dei profili corrispondenti. Di fatto, i risultati sono in linea con quelli dei test numerici effettuati con la stessa griglia di calcolo [R4]. È tuttavia da evidenziare il fatto che tali risultati sono condizionati dalle assunzioni iniziali ovvero l'aver considerato assente il flusso di gas combusti in uscita dalla gondola, l'aver trascurato una eventuale redistribuzione di pesi sull'ala ed altresì il cambiamento del centro di spinta conseguente alla variazione della posizione della gondola. Inoltre la mesh utilizzata non è particolarmente raffinata; tuttavia, nonostante la leggera discrepanza in termini di profili di C_p , i valori ottenuti in termini di portanza e resistenza sono molto vicini all'evidenza sperimentale. In conclusione, il metodo impiegato volto all'ottimizzazione aerodinamica del velivolo DLR-F6 si è rivelato robusto ed efficace e ha mostrato le potenzialità per uno studio più accurato che preveda di indagare, allo stesso tempo, sia i parametri di spostamento della gondola sia gli angoli di freccia alari, l'angolo di twist e l'angolo di calettamento dell'ala.

RIFERIMENTI BIBLIOGRAFICI

- [R1] Biancolini M. E., Mesh Morphing and Smoothing by Means of Radial Basis Functions (RBF): A Practical Example Using Fluent and RBF Morph, Handbook of Research on Computational Science and Engineering: Theory and Practice, 2 vol. pages 347-380, 2012.
- [R2] Ansys Inc., Design Exploration User Guide, Ansys Release 14.5 October 2012.
- [R3] Ubaldo Cella and Marco Evangelos Biancolini, "Aeroelastic Analysis of Aircraft Wind-Tunnel Model Coupling Structural and Fluid Dynamic Codes", JOURNAL OF AIRCRAFT, Vol. 49, No. 2, March-April 2012.
- [R4] O. Brodersen, A. Sturmer, Drag Prediction OF Engine-Airframe Interference effects Using Unstructured Navier-Stokes Calculations, AIAA 2001-2414, 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Anaheim, California, 11-14 June 2001.
- [R5] <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop2/workshop2.html>.
- [R6] http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop2/DPW_pressure_WBPN_183.

Piaggio Aero Industries S.p.A.

Industria aeronautica leader nel mercato internazionale, è l'unica al mondo attiva sia nella progettazione e manutenzione di velivoli completi che nella costruzione di motori aeronautici e componenti strutturali.

L'azienda è stata costituita nel 1998 per iniziativa di una cordata di imprenditori con a capo l'Ing. Piero Ferrari (vice Presidente di Ferrari S.p.A.) che ne è Presidente e l'Ing. Josè Di Mase, che rilevarono gli assets delle gloriose industrie meccaniche e aeronautiche Rinaldo Piaggio.

Tecnologia all'avanguardia, esperienza e impegno nella ricerca, uniti a uno stile innovativo, ne hanno decretato il successo internazionale, facendone una realtà in costante crescita nel settore della Business Aviation e della motoristica aeronautica.

Negli anni, Piaggio Aero Industries S.p.A. si è arricchita di partecipazioni di assoluto prestigio: attualmente l'azionariato è composto dalle famiglie Di Mase e Ferrari, da Mubadala Aerospace - una Business Unit del gruppo Mubadala Development Company di Abu Dhabi, il quale ha acquistato una partecipazione azionaria in Piaggio Aero nel 2006 - e da Tata Limited, società britannica del gruppo Tata entrata in Piaggio Aero dal 2009.

RBF Morph

Rappresenta il punto d'incontro tra lo stato dell'arte delle ricerca scientifica e le esigenze industriali di più alto livello. Lo sviluppo di RBF Morph ha avuto inizio nel 2008 con l'attività di consulenza resa ad un Top Team di Formula 1 motivata dall'assenza sul mercato di uno strumento caratterizzato da capacità specifiche così innovative. Grazie ai risultati ed i riscontri ottenuti nel tempo in campo industriale, RBF Morph è entrato a far parte nel 2009 del "Ansys Partnership Program" con l'obiettivo di promuovere questo nuovo prodotto. A valle di questo evento, nel Luglio dello stesso anno RBF Morph è stato presentato ufficialmente al congresso EASC (European Automotive Simulation Conference) dove è stato insignito del premio come "Most advanced approach using integrated and combined simulation methods". Dal 2012 RBF Morph è distribuito, oltre che in modo diretto, anche tramite i canali di vendita della Ansys Inc.

Per maggiori informazioni visitare il sito web www.rbf-morph.com.

D'Appolonia S.p.A.

Fornisce servizi integrati di consulenza ingegneristica e progettazione al mercato pubblico e privato in supporto a tutte le fasi di sviluppo di progetti complessi, a partire dalla progettazione concettuale e definizione delle specifiche fino all'implementazione, ottimizzazione e validazione, sia virtuale che fisica. La società, fondata nel 1956 a Pittsburgh (Pennsylvania) dal Prof. Elio D'Appolonia, è presente in Italia dal 1981. Nel 1983, l'ufficio italiano, con sede a Genova, si costituì come società indipendente con la denominazione D'Appolonia S.p.A. Da Dicembre 2011 la Società è parte del Gruppo RINA.

D'Appolonia offre servizi di elevato livello qualitativo avvalendosi di un organico altamente qualificato, operante principalmente nella sede centrale di Genova e in diverse sedi distaccate nelle principali città italiane, in Europa, nei paesi del Mediterraneo e in Estremo Oriente. Inoltre, per commesse di lunga durata o quando richiesto dalla tipologia di attività, D'Appolonia opera in prossimità dei propri clienti, aprendo uffici locali dedicati.

Dalla sua fondazione D'Appolonia ha partecipato ad oltre 30.000 progetti in gran parte del globo, inclusi la maggior parte dei paesi europei, Stati Uniti, Europa dell'Est e paesi CIS, Africa Centrale e Sub Sahariana, Paesi del Mediterraneo, Medio Oriente, Centro e Sud America, Asia e Oceania. L'approccio multidisciplinare della Società alla soluzione dei problemi tecnici si basa sugli sviluppi scientifici più avanzati, dove innovazione e ricerca giocano un ruolo determinante. D'Appolonia può inoltre contare su collaborazioni con società esterne, grazie alle quali può mettere a disposizione esperti, professionisti indipendenti, ricercatori e scienziati laddove necessario. Tutti i servizi svolti da D'Appolonia sono caratterizzati da rilevante professionalità e sono sviluppati in modo che siano comprese ed accolte le necessità e le richieste del Cliente, i risultati rispondano ai più elevati standard professionali, siano presi in considerazione gli aspetti sociali e siano raggiunti gli obiettivi di tutela della salute e rispetto della sicurezza e dell'ambiente.