POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

Calibrazione di un metodo DLM per la valutazione di forze aerodinamiche instazionarie



Relatore: Prof. Michele Ferlauto

> *Candidato:* Edoardo Orazi

Tutor Leonardo S.p.A.: Ing. Vincenzo Vaccaro Ing. Emanuele Bottone

Anno Accademico 2020/2021

A nonno Flavio che non molla mai.

SOMMARIO

Il presente lavoro di tesi è stato sviluppato in partnership con Leonardo Company – Aircraft Division, e illustra un metodo per la calibrazione del *Doublet-Lattice Method*, teoria utilizzata nelle analisi aeroelastiche per la valutazione di forze aerodinamiche. La logica che guida il processo di correzione prevede la generazione di database contenenti i fattori di correlazione, i quali vengono calcolati confrontando la distribuzione di pressione del modello teorico con quella sperimentale o di un modello teorico alternativo ritenuto più affidabile.

I database sono creati con la finalità di istruire una rete neurale (*Artificial Neural Network*), la quale avrà il compito di fornire un valore accurato del coefficiente in funzione dei parametri di input, come ad esempio l'incidenza aerodinamica o la deflessione della superficie di controllo. Un incremento delle configurazioni analizzate permetterà di immagazzinare maggiori dati, grazie ai quali l'intelligenza artificiale sarà in grado di restituire dei fattori di correzione progressivamente più affidabili.

Si è scelto di ottenere i dati sperimentali con più strumenti di calcolo. Nello specifico, si sono effettuate analisi CFD mediante l'uso del software commerciale *Ansys Fluent* e il programma opensource *xfoil*. Per quanto riguarda il modello teorico DLM è stato utilizzato il software MSC *Nastran*.

Indice

Indice della	a Abbreviazioni	XI
Indice delle	e Figure	XIII
Indice delle	e Tabelle	XV
CAPITOL	D 1	1
Introduzior	1e	1
1.1	L'aeroelasticità statica e dinamica	2
1.2	Stato dell'arte e correzione del DLM	4
CAPITOL	D 2	9
DLM e mo	dello aeroelastico in Nastran	9
2.1	Doublet-Lattice Method	9
2.2	Fondamentali dell'analisi aeroelastica in Nastran	12
2.2.1	Introduzione all'analisi e al design di problemi aeroelastici su Nastran	13
2.2.2	Dati di input aerodinamici	14
2.2.3	Formulazione matematica del problema aeroelastico	16
2.2.4	Legame tra il modello strutturale e aerodinamico	19
2.3	Implementazione del modello aeroelastico	23
2.3.1	Modello di partenza BAH Wing	23
2.3.2	Caratteristiche strutturali della BAH Wing	25
2.3.3	Proprietà di massa della BAH Wing e dell'alettone	26
2.3.4	Modellizzazione aerodinamica	27
2.3.5	Interpolazione dal modello strutturale a quello aerodinamico	
2.3.6	Analisi aeroelastica statica	
2.3.7	Scheda di correzione dei risultati teorici	
2.3.8	Risultati del DLM	
2.3.9	Analisi dei risultati teorici del DLM	
		VII

CAPITOLO	934	1
Analisi del	modello con xfoil4	1
3.1	Introduzione	1
3.2	Considerazioni geometriche e aerodinamiche42	2
3.3	Analisi con xfoil4	5
CAPITOLO	9449	9
Simulazion	i numeriche CFD4	9
4.1	Introduzione	9
4.2	Formulazione matematica delle analisi numeriche	0
4.3	Geometria del profilo	4
4.3.1	NACA 0012 base	5
4.4	Dominio di calcolo	8
4.5	Generazione della mesh	9
4.5.1	Custom Sizing airfoil	1
4.5.2	Body Sizing Domain	6
4.6	Analisi dei risultati	6
CAPITOLO	D 57	1
Limiti del I	Doublet-Lattice Method 7	1
5.1	Introduzione	1
5.2	Confronto dei dati teorici del DLM	2
5.3	Limiti del DLM	5
5.4	Correzioni del DLM	6
5.4.1	Metodi correttivi presenti in letteratura	6
5.4.2	Correzione del DLM e Database	7
CAPITOLO	D 679	9
Creazione o	lei Database79	9

6.1	Introduzione	79
6.2	Calcolo dei fattori di correzione in Matlab	79
6.3	Struttura del Database	81
Conclusion	i	87
Bibliografia	a	89
Appendice	A	95
Appendice	В1	09
Appendice	C1	35
Ringraziam	ienti1	37

Indice della Abbreviazioni

AI	Artificial Intelligence
AIC	Aerodynamic Influence Coefficients
BAH	Bisplinghoff Ashley Halfman
c	Corda di riferimento
CFD	Computational Fluid Dynamics
c _p	Coefficiente di pressione
CREAM	Correction of Aerodynamic Matricies
DLM	Doublet-Lattice Method
DMAP	Direct Matrix Abstraction Programming
DMI	Direct Matrix Input
DOF	Degree Of Freedom
EID	Element Identification
iSKEM	Improved Successive Kernel Extension Method
MBM	Mach Box Method
q	Pressione Dinamica
R2	Momento di Beccheggio
SKEM	Successive Kernel Extension Method
Т3	Portanza
W _{kk}	Fattore di correzione denominato in Nastran
ΔP	Differenza di pressione tra lower surface e upper surface sul singolo box aerodinamico
ΔS	Area singolo box aerodinamico

Indice delle Figure

Figura 1: Triangolo di Collar	2
Figura 2: Artificial Neural Network	7
Figura 3: Schema di modellazione aeroelastica	
Figura 4: Processo di splining	21
Figura 5: BAH Wing	24
Figura 6: GRID points strutturali	25
Figura 7: Valori inerziali e di massa BAH Wing	
Figura 8: CAEROi	27
Figura 9: Dati geometrici e aerodinamici	
Figura 10: Sistema di coordinate aerodinamico	
Figura 11: Suddivisione in pannelli con CAERO1 entries	
Figura 12: AEFACT entries	
Figura 13: Semiala in pianta	
Figura 14: Implementazione superficie di controllo AILE in Nastran	
Figura 15: Monitoring point per la valutazione del momento di cerniera	
Figura 16: Grid set per l'interpolazione	
Figura 17: Istruzioni per l'interpolazione	
Figura 18: Interpolazione dell'alettone	
Figura 19: Variabili di trim della manovra	
Figura 20: Scheda fattori di correlazione sperimentale	
Figura 21: Esempio output pressioni DLM	
Figura 22: Esempio output Forze e Momenti DLM	
Figura 23: Effetto di τ sulla distribuzione di pressione a pari α	40
Figura 24: Profilo NACA 0012	
Figura 25: Profilo NACA 0012 con alettone deflesso a 20°	44
Figura 26: $\tau = 0^{\circ} \alpha = 10^{\circ}$	46
Figura 27: $\tau = 5^{\circ} \alpha = 10^{\circ}$	46
Figura 28: $\tau = 10^{\circ} \alpha = 10^{\circ}$	47
Figura 29: $\tau = 20^{\circ} \alpha = 10^{\circ}$	47
Figura 30: Contour pressione statica $\alpha = 10^{\circ} \tau = 20^{\circ}$	49
Figura 31: Risultanti aerodinamiche sul profilo alare	51
	XIII

Figura 32: Dominio di calcolo computazionale	58
Figura 33: Intersezione del profilo con il dominio di calcolo	59
Figura 34: Esempio Mesh attorno al profilo	61
Figura 35: Infittimento al bordo d'attacco	62
Figura 36: Infittimento al bordo di fuga	63
Figura 37: Suddivisione dello strato limite turbolento	64
Figura 38: Esempio Body Sizing	65
Figura 39: Corpo d'influenza per la scia	65
Figura 40: Distribuzione di pressione sul profilo a= 10° e t= 10°	67
Figura 41: Contour pressione statica $\alpha = 0^{\circ} \tau = 0^{\circ}$	68
Figura 42: Contour velocità $\alpha = 5^{\circ} \tau = 0^{\circ}$	68
Figura 43: Contour turbolent viscosity $\alpha = -10^{\circ} \tau = 10^{\circ}$	69
Figura 44: Contour velocità $\alpha = 10^{\circ} \tau = 10^{\circ}$	69
Figura 45: Contour velocità statica $\alpha = -5^{\circ} \tau = 20^{\circ}$	70
Figura 46: Contour pressione statica $\alpha = 5^{\circ} \tau = 20^{\circ}$	70
Figura 47: Confronto tra metodi, $\alpha = 10^{\circ}$ e $\tau = 0^{\circ}$	72
Figura 48: Confronto tra metodi, $\alpha = 10^{\circ}$ e $\tau = 5^{\circ}$	73
Figura 49: Confronto tra metodi, $\alpha = 10^{\circ}$ e $\tau = 10^{\circ}$	73
Figura 50: Confronto tra metodi, $\alpha = 10^{\circ} \text{ e } \tau = 20^{\circ}$	74
Figura 51: Esempio file input Matlab	80
Figura 52: Struttura Database	81
Figura 53: DBa10t20 xfoil	82
Figura 54: DBa10t20 cfd	82
Figura 55: DBa10t10 xfoil	83
Figura 56: DBa10t10 cfd	83
Figura 57: DBa10t5 xfoil	84
Figura 58: DBa10t5 cfd	84
Figura 59: DBa10t0 xfoil	85
Figura 60: DBa10t0 cfd	85

Indice delle Tabelle

Tabella 1: Coefficienti aerodinamici di lift e drag	.48
Tabella 2: Caratteristiche BAH Wing di riferimento	.54
Tabella 3: File importazione geometria per analisi CFD	.57
Tabella 4: General Sizing Mesh	.60
Tabella 5: Esempio Edge Sizing sul profilo	.61
Tabella 6: Esempio Inflation	.62

CAPITOLO 1

Introduzione

La Tesi è il risultato di una collaborazione tra il Politecnico di Torino e la Divisione Velivoli di Leonardo S.p.A. e nasce con lo scopo di sviluppare un tool di ottimizzazione per rendere più affidabili e precisi i modelli teorici per la valutazione di forze aerodinamiche quali ad esempio il DLM (Doublet-Lattice Method).

Nello specifico, in questo capitolo verrà introdotto il concetto di aeroelasticità, soffermandosi sull'importanza che tali fenomeni ricoprono in fase di progettazione e sviluppo di un velivolo. Successivamente, verrà contestualizzato l'obiettivo della Tesi, presentando le problematiche riscontrate negli ultimi decenni in fase di progetto e le motivazioni ingegneristiche che hanno condotto alla scelta di effettuare una correzione di tale teoria aerodinamica. Infine, per concludere sarà presentato lo stato dell'arte e ciò che è stato realizzato da altri autori in merito alla correzione del DLM.

1.1 L'aeroelasticità statica e dinamica

L'aeroelasticità ha come obiettivo lo studio di fenomeni generati dall'interazione tra le forze aerodinamiche e le deformazioni elastiche indotte nella struttura in esame. Questo concetto può essere chiarito prendendo come esempio una struttura alare investita da una corrente d'aria: essendo l'ala flessibile, essa verrà deformata dal flusso stesso, di conseguenza varierà anche la sua superficie esposta alla corrente e quindi la forza aerodinamica esercitata su di essa, perciò per analizzare l'aerodinamica dell'ala è necessario considerare l'intero sistema aerodinamico e strutturale.



Figura 1: Triangolo di Collar

Solitamente si suddividono i fenomeni aeroelastici in due macro-gruppi a seconda delle forze che entrano in gioco, come riportato nel triangolo di Collar (figura 1), il quale definisce l'aeroelasticità come "lo studio dell'interazione reciproca che avviene tra le forze inerziali, elastiche e aerodinamiche che agiscono sugli elementi strutturali esposti a un flusso d'aria e l'influenza di questo studio sulla progettazione". Si avranno quindi:

Fenomeni di aeroelasticità statica, nei quali si considerano solo le forze aerodinamiche ed elastiche escludendo quelle inerziali. È stato dimostrato che questi fenomeni comportano una riduzione nell'efficienza delle superfici di controllo dell'ala che può portare in casi estremi all'inversione del loro funzionamento (detto fenomeno di *control reversal*). Un ulteriore fenomeno potenzialmente disastroso è la divergenza, caso in cui la resistenza a torsione dell'ala non è sufficiente a contrastare il momento torcente che si genera. Ne consegue una

rotazione verso l'alto della semiala, la quale vedrà un incremento dell'angolo di attacco e quindi maggiori forze aerodinamiche e momento torcente. Si instaura perciò un circolo vizioso che può portare alla rottura della struttura alare.

Fenomeni di aeroelasticità dinamica che includono anche le forze inerziali, quindi gli effetti oscillatori delle interazioni aeroelastiche. L'instabilità più importante è il *flutter*, fenomeno complesso e di non facile natura, in quanto l'azione delle forze aerodinamiche instazionarie è tale da generare un accoppiamento tra un modo flessionale e uno torsionale dell'ala, che può aumentare di intensità e provocare la rottura della struttura. Nello specifico, il flusso d'aria che investe una generica superficie portante non crea solo componenti stazionarie di portanza e momento di beccheggio, ma porta anche alla generazione di forze dinamiche in risposta a piccole perturbazioni del moto della superficie stessa. Se si considera una superficie portante in equilibrio stabile che è soggetta all'azione di un disturbo, il moto oscillatorio causato dal disturbo viene smorzato o amplificato a seconda che la superficie superi o meno il proprio limite di flutter, identificato da un certo valore di velocità detta di flutter. Questo fenomeno ciclico è quello che innesca, in una visione semplificata, le oscillazioni della struttura e ne incrementa, in alcuni casi, l'intensità fino a portare a risultati distruttivi.

L'impatto che tali fenomeni possono avere sulla progettazione di velivoli aeronautici non è da sottovalutare, in quanto si possono verificare eventi di diversa pericolosità; da quelli meno gravi (semplici disturbi per i passeggeri e l'equipaggio), proseguendo con vibrazioni che modificano la vita a fatica del sistema riducendola, fino a quelli più pericolosi e catastrofici che portano alla rottura totale e improvvisa della struttura.

Inoltre, l'aeroelasticità ricopre un ruolo importante anche in altri ambiti, come nelle turbomacchine, nelle turbine eoliche, nel motorsport, negli strumenti musicali e in ambito edile (sfortunatamente l'esempio più noto è il crollo del ponte di Tacoma Narrows, avvenuto nel 1940 a causa di fenomeni aeroelastici di tipo *flutter*). Risulta quindi evidente come un'analisi approfondita e la verifica di questi effetti sia essenziale per la realizzazione di una struttura affidabile e sicura.

1.2 Stato dell'arte e correzione del DLM

Una volta compresa l'importanza dell'accoppiamento dei carichi aerodinamici con le deformazioni strutturali, negli ultimi decenni si è posta un'attenzione progressivamente crescente sui problemi legati all'aeroelasticità.

Inizialmente, i fenomeni aeroelastici venivano valutati nella fase conclusiva del progetto di un nuovo velivolo, effettuando una verifica a posteriori che permettesse di testare il velivolo e certificarlo per l'utilizzo in piena sicurezza. Tuttavia, eventuali problematiche, per esempio, esiti negativi dei test, potevano comportare una modifica delle scelte di design fatte a monte del lavoro, implicando in casi estremi la revisione completa del progetto e quindi maggiori tempistiche e costi del prodotto.

Grazie al contributo dovuto allo sviluppo di nuove tecnologie e all'avvento della fluidodinamica computazionale, le aziende si sono orientate verso degli approcci più conservativi ed efficienti, cercando di indagare gli aspetti legati all'aeroelasticità in una fase preliminare del progetto, in modo da ottimizzare le risorse a disposizione. Risulta perciò fondamentale avvalersi di metodi linearizzati relativamente semplici e rapidi da implementare, a patto che mantengano una buona affinità con i risultati sperimentali.

Uno dei metodi teorici impiegati per il calcolo dei carichi aerodinamici non stazionari nel campo dell'aeroelasticità è il Doublet-Lattice Method, il quale risolve le equazioni lineari del potenziale ed è quindi valido solo per flussi in condizioni subsoniche. Questa teoria è stata presentata da Albano e Rodden [9], ed approfondita da Giesing, Kalman e Rodden [12-13].

La base teorica del DLM prevede che il flusso indisturbato sia uniforme e che sia costante o variabile armonicamente (raffiche). Si presume inoltre che tutte le superfici portanti siano quasi parallele al flusso. Il DLM può essere considerato come un'estensione *steady* del metodo Vortex-Lattice per un flusso instazionario. Ciascuna delle superfici viene suddivisa in piccoli elementi portanti trapezoidali (box) in modo che siano disposti in strisce parallele al flusso libero con superfici di contorno e assi di cerniera che si trovano sui bordi di questi box. Le pressioni che generano la portanza sono sconosciute e vengono assunte concentrate uniformemente lungo la linea del quarto di corda di ciascun box. C'è un punto di controllo per ogni elemento aerodinamico, centrato lungo la direzione dell'apertura alare e sulla linea di tre quarti di corda del box, inoltre si dimostra che la condizione al contorno di normalwash della superficie è soddisfatta in ciascuno di questi punti.

Tuttavia, il campo di applicazione di questi metodi risulta essere limitato, ad esempio per quanto riguarda casi con Mach transonici il DLM non è affidabile e non predice correttamente le aerodinamiche reali. Un altro limite che gli ingegneri hanno riscontrato negli anni è inerente all'ambito delle superfici aerodinamiche di controllo dei velivoli, l'esperienza maturata in questo campo dimostra che ad esempio il momento di cerniera ricavato con il metodo Doublet Lattice risulta essere sovrastimato.

L'intento è quindi quello di continuare a sfruttare la semplicità e la rapidità di calcolo che caratterizzano il metodo, cercando però di incrementare l'affidabilità della teoria grazie a tecniche di correzione che prevedono ad esempio l'utilizzo di fattori di correlazione sperimentale agenti sulla distribuzione di pressione teorica.

I dati ricavati da studi in galleria del vento, specialmente in passato, hanno costituito per molti anni le basi per la correzione e la realizzazione di metodi semi-empirici di analisi aeroelastica, sia nelle analisi della stabilità e delle caratteristiche di controllo, che nel calcolo dei carichi strutturali, o nelle analisi di flutter con metodi modificati opportunamente a strisce (*Strip theory*). Questi metodi semi-empirici corretti sono stati applicati alla teoria aerodinamica della linea portante o alla teoria delle strisce e non ai metodi più generali (e più accurati) con superfici portanti e prevedevano la modifica della distribuzione di pressione teorica.

La distribuzione teorica di pressione può essere corretta secondo diverse logiche. Una di queste consiste nell'applicazione diretta di una serie di fattori di correzione alle pressioni di ogni singolo box. Questa soluzione è realizzata attraverso una pre-moltiplicazione di una matrice diagonale dei fattori di correzione. Un secondo approccio possibile per correggere la teoria è quello di agire sul *downwash*, ciò permetterebbe di tenere conto degli effetti dovuti allo spessore e alla curvatura indotta dalla presenza dello strato limite. In entrambi i casi, i coefficienti di calibrazione sono generati in modo che la distribuzione di pressione corretta permetta di soddisfare i vincoli sperimentali imposti, cercando di minimizzare le variazioni nella distribuzione della pressione stessa. Nel presente studio è investigata la prima metodologia, modificando direttamente la distribuzione delle pressioni.

La logica che prevede l'utilizzo di una matrice di correzione diagonale da pre-moltiplicare alle matrici dei coefficienti di influenza aerodinamica (matrice che lega le pressioni e il *downwash* indotto sul singolo pannello) è stata studiata da diversi autori negli ultimi decenni.

Rodden e Revell [22] hanno considerato una matrice di correzione reale derivata da misurazioni statiche in galleria del vento e da previsioni teoriche del carico. Bergh e Zwaan [5] hanno invece studiato una matrice di correzione complessa derivata da misurazioni delle oscillazioni della pressione in galleria del vento e da previsioni teoriche. Questi autori ipotizzavano che le misure fossero disponibili solo per un singolo caso operativo, un angolo di attacco stazionario o un caso di beccheggio oscillatorio (o di imbardata).

L'incremento dell'interesse nell'impiego di superfici aerodinamiche controllate attivamente per minimizzare la risposta aeroelastica richiede un miglioramento della precisione nella previsione delle caratteristiche aerodinamiche non stazionarie delle superfici portanti stesse. La matrice di correzione è sicuramente una strada percorribile per cercare di migliorare l'affidabilità del metodo ma richiede, tuttavia, molteplici dati sperimentali specifici delle caratteristiche della superficie di controllo oltre alle informazioni sull'angolo di attacco della superficie stessa.

Sicuramente, a differenza del passato, l'affermarsi della *Computational Fluid Dynamics* offre delle possibilità estremamente vantaggiose per la generazione di questi dati rispetto alle sole prove in galleria del vento o alle prove in volo. Inoltre, le discrepanze tra i risultati teorici e i dati sperimentali nella previsione dei carichi della superficie di controllo sono causate da effetti di inspessimento dello strato limite che hanno effetto sul valore di *downwash*. Quindi, risulterebbe necessario un altro sviluppo della tecnica correttiva, per ottenere anche una matrice di correzione di post-moltiplicazione.

L'uso di matrici di coefficienti correttivi è tipico dell'approccio empirico ingegneristico, esso consente di mantenere la generalità della teoria avvicinandosi ai valori dei risultati dei test. Una correzione a posteriori ovviamente non può essere considerata come una soluzione alle principali cause delle discrepanze, è chiaro che questa metodologia permetta però di raggiungere buone correlazioni in tempi relativamente brevi senza pretendere una perfetta corrispondenza con i dati derivati di prove sperimentali.

Esistono, inoltre, ulteriori metodologie nelle quali le correzioni vengono introdotte direttamente nella soluzione teorica. Ashley [2] ha discusso due di questi "metodi di correzione irrazionale". Il primo di questi riguarda il calcolo della condizione al contorno da applicare al *downwash* e il calcolo della distribuzione di pressione mediante una "linearizzazione locale" in termini di velocità locale V_L in sostituzione della velocità del flusso libero U_{∞} . L'applicazione di questa linearizzazione locale alla

condizione al contorno per il *downwash* è stata realizzata da Ashley e Rowe[2] per le superfici di controllo e da Rowe, Winther e Redman [26] ottenendo miglioramenti nel metodo di correzione.

Mediante l'utilizzo di software di calcolo numerici per le simulazioni fluidodinamiche e di altri programmi opensource, come ad esempio xfoil, è possibile simulare un'ampia gamma di configurazioni aerodinamiche e geometriche, ciò comporta la possibilità di memorizzare in tempi relativamente brevi una grande quantità di dati sperimentali.

A differenza di quanto proposto e realizzato da altri autori negli ultimi decenni, si è intuita l'opportunità di sfruttare algoritmi di *machine learning* per stimare opportunamente i coefficienti correttivi, allenando una rete artificiale neurale dotata di A.I. (*Artificial Intelligence*). Inoltre, ampliando il database stesso con nuove geometrie e condizioni di volo si potrà migliorare la precisione e la capacità di predizione della rete stessa.



Figura 2: Artificial Neural Network

La struttura del database è tale da poter considerare fonti di dati eterogenee, cioè prevede la possibilità di includere diversi set sperimentali, ad ognuno dei quali è associato un valore di accuratezza ξ che

tiene conto delle differenti affidabilità dei metodi di calcolo dei dati. Per questo motivo, il database ha in ingresso diversi parametri di input, l'incidenza aerodinamica α , la deflessione dell'alettone τ e l'accuratezza dello strumento di calcolo ξ .

L'idea di base consiste nell'istruire un'intelligenza artificiale e successivamente interrogarla con certi valori richiesti. Così facendo si otterrà in output il valore del coefficiente correttivo (denominato W_{kk} in ambiente Nastran) per la configurazione aerodinamica desiderata.

CAPITOLO 2

DLM e modello aeroelastico in Nastran

2.1 Doublet-Lattice Method

La teoria descritta è un'estensione del metodo sviluppato per flussi stazionari subsonici da Hedman nel 1965 [16]. I concetti alla base della teoria sono analoghi a quelli del Vortex-Lattice Method introdotto da Falkner [10], si dimostra che la soluzione del DLM coincide con quella del VLM nel caso stazionario, in cui la frequenza ridotta del sistema è nulla. Si potrebbe considerare il DLM come un caso particolare della teoria a reticolo di vortici.

Nel Doublet-Lattice Method si presume che la superficie possa essere approssimata da elementi planari. La superficie è quindi suddivisa in piccoli pannelli trapezoidali (box) che sono disposti in colonne parallele al flusso indisturbato. Inoltre, si deve rispettare quanto segue: i bordi delle superfici e gli eventuali assi di cerniera devono trovarsi sugli estremi dei box. Si posiziona sulla linea dei ¼ di corda di ogni box una distribuzione di accelerazione potenziale dovuta a doppiette di intensità uniforme ma incognita. In caso di flusso stazionario, ogni distribuzione di doppietta è equivalente ad un vortice a staffa posizionato sulla stessa linea della doppietta.

Si definisce con n il numero di box aerodinamici e con f la forza costante per unità di lunghezza del ¹/₄ di corda del box. L'intensità delle doppiette del *j-esimo* segmento di linea si trova come:

$$\left(\frac{f_j}{4\pi\rho}\right)\int l_jd\mu$$
 Eq. 2.1

in cui $d\mu$ è una lunghezza infinitesima, ρ la densità del flusso indisturbato e l_j la lunghezza della linea. Si ricava allora il modulo della velocità normale (normalwash/downwash) indotta in un punto (x_i , s_i) della superficie dalla linea di doppiette come:

$$w_j(x_i, s_i) = \left(\frac{f_j}{4\pi\rho} U^2\right) \int_{l_j} K\left[x_i s_i; x_j(\mu), s_j(\mu)\right] d\mu \qquad Eq. \ 2.2$$

Il downwash totale indotto in un punto (x_i, s_i) è la somma dei downwash indotti dalle *n* doppiette:

$$w_{j}(x_{i}, s_{i}) = \sum_{j=1}^{n} \left(\frac{f_{j}}{4\pi\rho} U^{2} \right) \int_{l_{j}} K\left[x_{i} s_{i}; x_{j}(\mu), s_{j}(\mu) \right] d\mu \qquad Eq. 2.3$$

in cui K è una funzione Kernel e U è la velocità del flusso indisturbato. Se l'equazione precedente viene applicata agli n punti di downwash della superficie, è possibile calcolare le forze f_j . Le forze sulla linea della doppietta sono considerate come la forza dell'intero box e la pressione è stimata come il rapporto tra la forza e l'area del box:

$$P_j = \frac{f_j}{dx_j \cos{(\gamma_j)}} \qquad \qquad Eq. \ 2.4$$

in cui dx_i è la corda media del box e cos (γ_i) l'angolo di freccia. Perciò:

$$\left(\frac{f_j}{4\pi\rho} U^2\right) = \frac{1}{8}\pi p_j dx_j \cos\left(\gamma_j\right) \qquad \qquad Eq.2.5$$

Non è ancora stata imposta la condizione di Kutta, tuttavia, evidenze sperimentali hanno dimostrato che tale condizione è automaticamente soddisfatta quando il punto di downwash si trova a ³/₄ di corda e al centro del box nella direzione di apertura alare. Ne consegue:

$$w_i = \sum_{j=1}^n D_{ij} p_j \qquad \qquad Eq. \ 2.6$$

nella quale:

$$D_{ij} = \left(\frac{1}{8}\pi\right) dx_j \cos\left(\gamma_j\right) \int_{l_j} K\left[x_i \, s_i; x_j(\mu), s_j(\mu)\right] d\mu \qquad Eq \ 2.7$$

Invertendo la matrice $[D_{ij}]$ si ottiene la sua inversa $[A_{ij}]$, per cui:

$$p_i = \sum_{j=1}^n A_{ij} w_j \qquad \qquad Eq. \ 2.8$$

rappresenta la soluzione approssimata per il coefficiente di pressione di lift.

2.2 Fondamentali dell'analisi aeroelastica in Nastran

In questa sezione del capitolo si presenta la metodologia con cui il software MSC Nastran [21] affronta i problemi aeroelastici, e quindi lo studio del comportamento aeroelastico di una struttura tramite un'analisi agli elementi finiti.



Figura 3: Schema di modellazione aeroelastica

Lo studio dei fenomeni aeroelastici si basa su delle tecniche di accoppiamento struttura-aerodinamica che prevedono la discretizzazione in elementi strutturali e aerodinamici. Essendo l'analisi strutturale maggiormente consolidata nel tempo, le maggiori difficoltà si riscontrano nella modellizzazione delle superfici aerodinamiche portanti, sia per approcci storici che per la complessità degli aspetti legati ai fenomeni aeroelastici.

Il software permette di realizzare due modelli, uno strutturale e uno aerodinamico, i quali comunicano tra loro per mezzo di una logica di interpolazione basata sulle *spline*. Sarà necessario quindi creare un file in formato *.bdf* (file di dati o .dat) contenente tutte le informazioni riguardanti il modello sotto forma di *bulk data entries* e tramite questo file il solutore Nastran svolge l'analisi richiesta e compila un file dei risultati in formato *.f06* contenente tutti gli output richiesti. È possibile leggere l'*f06*,

essendo un semplice file di testo oppure accedervi da Patran per visualizzare i dati ottenuti anche in forma grafica.

2.2.1 Introduzione all'analisi e al design di problemi aeroelastici su Nastran

Oltre alle note funzioni di base per l'analisi strutturale, esistono in Nastran dei moduli e delle sequenze DMAP (*Direct Matrix Abstraction Programming*) utili alla risoluzione di problemi aeroelastici. Quest'ultime sono disponibili per:

- generare una griglia di punti aerodinamici;
- calcolare le matrici aerodinamiche;
- fornire una connessione (interpolazione) tra la griglia di punti strutturali e aerodinamici;
- risolvere le equazioni per l'aeroelasticità statica;
- risolvere le equazioni per il flutter;
- risolvere le equazioni per la risposta aeroelastica dinamica;
- calcolare le sensibilità del design aeroelastico;
- ottimizzare le caratteristiche aeroelastiche e strutturali.

Per quanto riguarda il modello aerodinamico, l'analisi aeroelastica è basata su un approccio agli elementi finiti, in modo del tutto analogo all'analisi strutturale. Gli elementi finiti aerodinamici sono solitamente strisce o box su cui sono presenti le forze aerodinamiche; anche per velivoli complessi, gli elementi devono essere organizzati in *array* regolari. In particolare, nei *lattice methods* si hanno vettori di box trapezoidali con i lati che sono paralleli al flusso, per questo motivo la numerazione dei box cresce lungo la direzione del flusso d'aria.

Solitamente i punti della griglia che definiscono la struttura non coincidono con i punti della griglia che generano gli elementi aerodinamici, per questo motivo sono state introdotte delle equazioni per realizzare l'interpolazione delle due griglie. Questa differenza è una caratteristica molto importante, in quanto permette di organizzare gli elementi strutturali e aerodinamici indipendentemente gli uni dagli altri, così da avere una maggiore libertà nella fase di discretizzazione e realizzazione del modello agli elementi finiti.

2.2.2 Dati di input aerodinamici

Gli elementi aerodinamici consistono in strisce, box o parti di corpi che vengono combinati tra loro per comporre il velivolo in esame per il calcolo delle forze aerodinamiche incognite. Questi elementi, come quelli strutturali, sono caratterizzati da una propria geometria e i loro spostamenti/deformazioni sono definiti dai gradi di libertà associati ai punti del grid aerodinamico.

Le ipotesi e i requisiti delle diverse teorie aerodinamiche spesso dettano la geometria degli elementi. Nello specifico, il metodo Mach Box (MBM) usa solo box rettangolari, mentre i metodi Doublet-Lattice (DLM) e ZONA51 assumono box trapezoidali con i bordi paralleli alla velocità del flusso libero. Utilizzando opportuni dati di input aerodinamici gli elementi e i punti della griglia vengono automaticamente generati, con la certezza che i requisiti imposti dalle diverse teorie aerodinamiche vengano soddisfatti.

Sistemi di coordinate aerodinamici. I calcoli aerodinamici vengono eseguiti utilizzando un sistema di coordinate cartesiane. In accordo con quanto detto precedentemente, se il flusso è positivo nella direzione x, l'asse x di ogni elemento aerodinamico (nella sua posizione non deformata) deve essere parallelo al flusso. Questa regola deriva da assunzioni fatte nella teoria delle piccole perturbazioni, che è la base teorica dei modelli a reticolo.

I sistemi di coordinate strutturali possono essere definiti in maniera indipendente, questa scelta è conveniente in quanto permette di avere una maggiore libertà nella creazione del modello strutturale e aerodinamico, l'uso degli stessi sistemi per entrambi potrebbe portare quindi ad una complicazione non desiderata.

Qualsiasi sistema cartesiano in Nastran può essere specificato per le coordinate aerodinamiche, purché si rispetti la regola secondo cui il flusso sia definito nella direzione dell'asse x. Tutti i sistemi di coordinate globali dei punti della griglia aerodinamica avranno le direzioni T1 nella direzione del flusso, mentre le direzioni T3 saranno normali rispetto all'elemento.

Punti di griglia aerodinamici. I punti della griglia aerodinamica si trovano fisicamente nei centri dei box per le teorie delle superfici portanti, nei centri degli elementi per il DLM, nel punto di quarto anteriore della corda/midspan delle strisce per Strip Theory e Piston Theory, e in punti definiti dall'utente per il metodo Mach Box.

Esiste, inoltre, un secondo insieme di punti di griglia che si trova agli angoli dell'elemento, il quale però risulta utile solo per la rappresentazione della configurazione indeformata. Gli indici dei punti della griglia vengono generati automaticamente in base al numero di identificazione dell'elemento. Per ogni pannello/elemento, i valori di indicizzazione iniziano con il numero di identificazione del pannello e aumentano progressivamente.

Gradi di libertà aerodinamici. I gradi di libertà aerodinamici, insieme ad altri punti extra aerodinamici, vengono aggiunti al sistema in seguito alla determinazione delle matrici strutturali. In questo modo si hanno i seguenti set di spostamenti per l'aeroelasticità dinamica:

$$\begin{bmatrix} u_k \\ u_{sa} \\ u_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{ps} \end{bmatrix} u_{ps}$$

uk Gradi di libertà aerodinamici dei box o dei corpi.

u_{sa} Gradi di libertà permanentemente vincolati associati ai punti di griglia aerodinamica.

u_p Gradi di libertà fisici.

 u_{ps} Unione di u_p (fisici) e $u_{sa.}$

 u_{pa} Unione di u_k e u_{ps} (fisici e aerodinamici).

Il set u_{pa} sostituisce u_p come il set disponibile per l'output. Per l'aeroelasticità statica, i set sono simili agli spostamenti nell'analisi statica.

u_a Set analisi strutturale.

uk Gradi di libertà aerodinamici dei box o dei corpi.

ux Punti aerodinamici extra utilizzati per descrivere la deflessione delle superfici di controllo aerodinamiche e il moto rigido complessivo del corpo, ad esempio angolo d'attacco o accelerazione di rollio.

Infine, viene considerato il j-set dei punti di controllo aerodinamici. Il j-set non è un set definito dall'utente, ma è un set notazionale interno del programma per identificare matrici aerodinamiche

utilizzate nell'elaborazione della soluzione. Fisicamente, questi sono i punti della struttura dove vengono calcolati e valutati il vettori del *downwash*. Come con il k-set, la posizione di questi punti è una funzione della teoria aerodinamica utilizzata:

- Per i box nel Doublet-LatticeMethod, il punto di controllo si trova nella stazione al 75% della corda e al centro del box lungo l'apertura alare.
- Per i box della ZONA51, il punto di controllo si trova nella stazione posta al 95% della corda e al centro del box in direzione *spanwise*.
- Per gli elementi della teoria che valuta l'interferenza del corpo alare (DLM con corpo snello), il punto di controllo è lungo l'asse dell'elemento ed è situato nel 50% della sua lunghezza.
- Per tutte le altre teorie, i punti di controllo aerodinamici sono nelle stesse posizioni fisiche come i punti della griglia aerodinamica discussi precedentemente.

2.2.3 Formulazione matematica del problema aeroelastico

Per la risoluzione dei problemi aeroelastici in Nastran sono state implementate sei teorie aerodinamiche:

- Doublet-Lattice subsonic lifting surface theory (DLM).
- Supersonic lifting surface theory ZONA51.
- Subsonic wing body interference theory.
- Mach Box Method.
- Strip Theory.
- Piston Theory.

Sebbene si tratti di metodi con caratteristiche e campi di applicazione differenti, essi condividono una struttura matriciale comune. Per poter definire un insieme di coefficienti di influenza aerodinamica sono necessarie tre equazioni di natura matriciale. Le relazioni in questione sono quelle che legano la pressione di lifting e la velocità adimensionale verticale o normale indotta dall'inclinazione della superficie rispetto al flusso d'aria che investe il profilo alare; cioè il *downwash* (o *normalwash*),

$$\{w_j\} = [A] \left\{\frac{f_j}{q}\right\} \qquad \qquad Eq \ 2.9$$

la matrice delle deflessioni per ottenere il downwash,

$$\{w_j\} = \left[D_{jk}^1 + ikD_{jk}^2\right]\{u_k\} + \{w_j^g\} \qquad Eq \ 2.10$$

e l'integrazione delle pressioni per ottenere le forze e i momenti,

$$\{P_k\} = [S_{kj}] \{f_j\} \qquad Eq \ 2.11$$

in cui:

 $w_j = \text{downwash}$

 w_j^g = downwash aerodinamico statico, include in primis la distribuzione d'incidenza statica che può crescere con l'angolo d'attacco iniziale, camber o twist

 f_j = pressione negli elementi di lifting j

q = pressione dinamica di volo

k = frequenza ridotta, $k = \omega b/V$, dove ω è la frequenza angolare, b è la semi apertura alare e V la velocità del flusso indisturbato

 $A_{jj}(m,k)$ = coefficienti della matrice aerodinamica di influenza, funzione del Mach (m) e di k

 u_k , P_k = spostamenti e forze nel grigliato aerodinamico

 D_{jk}^1 , D_{jk}^2 = parte immaginaria e reale della matrice di differenziazione (adimensionalizzati)

 S_{kj} = elementi della matrice di integrazione

Matrice dei coefficienti d'influenza aerodinamica

Le tre matrici delle prime tre equazioni possono essere combinate per fornire una matrice complessiva dei coefficienti di influenza aerodinamica:

$$[Q_{kk}] = [S_{kj}] [A]^{-1} [D_{jk}^1 + ikD_{jk}^2]$$
 Eq 2.12

Tutti i metodi aerodinamici calcolano le matrici [S], $[D^1] \in [D^2]$ al Mach e alla frequenza ridotta forniti in input per l'analisi aeroelastica. Le teorie Doublet-Lattice e ZONA51 calcolano invece la matrice [A]. Di conseguenza, per il calcolo della matrice [Q] si effettuano dei passaggi di calcolo matriciale. I restanti metodi calcolano direttamente la matrice inversa $[A]^{-1}$ e usano dei prodotti tra matrici per formare [Q].

Correzioni aerodinamiche sperimentali in Nastran

Le pressioni aerodinamiche teoriche si trovano dalla prima equazione di questa sezione:

$$\{f_i\} = q \ [A]^{-1} \{w_i\} \qquad \qquad Eq \ 2.13$$

Per poter realizzare un matching della distribuzione di pressione teorica con quella sperimentale, in Nastran, è possibile accedere a delle schede già implementate e previste dal programma, nelle quali si possono specificare direttamente i fattori di correlazione per ogni singolo pannello, attraverso degli input DMI (*Direct Matrix Input*).

Due correzioni sperimentali possono essere introdotte nell'Eq. 2.11:

$$\{P_k\} = [W_{kk}] [S_{kj}] \{f_j\} + q [S_{kj}] \{\frac{f_j^e}{q}\}$$
 Eq. 2.14

in cui,

 $[W_{kk}]$ = matrice di fattori di correzione empirici per calibrare il lift e il momento teorici aerodinamici in modo da avere un matching con i dati sperimentali; ad esempio, Giesing, Kalman e Rodden [15] suggeriscono un modo per ottenere tali fattori.

 $\left\{\frac{f_j^e}{q}\right\}$ = vettore dei coefficienti di pressione sperimentali con una certa incidenza di riferimento (ad es. angolo di attacco zero) per ogni elemento aerodinamico.

Entrambe le tipologie di correzioni disponibili nel software MSC Nastran sono applicabili nel caso di analisi aeroelastica statica. Tuttavia, la correzione che prevede la somma dei coefficienti $\{\frac{f_i^e}{q}\}$ non è applicabile nelle analisi aeroelastiche dinamiche poiché si tratta di un'analisi di stabilità ad una generica perturbazione. Il Software MSC Nastran è stato creato con la possibilità da parte dell'utente di attivare o meno le schede contenenti i termini di correzione. Inizialmente tali fattori sono infatti posti pari all'unità, così da non avere alcun effetto sulla distribuzione di pressione teorica.

2.2.4 Legame tra il modello strutturale e aerodinamico

Le griglie strutturali e aerodinamiche vengono interconnesse l'una con l'altra tramite un'interpolazione. Ciò consente la libera scelta dei punti della griglia strutturale e degli elementi aerodinamici delle superfici/corpi portanti nel modo più opportuno ed efficace per l'analisi. A seconda della natura della superficie portante e della sua complessità il modello strutturale dell'ala può comportare una matrice di punti della griglia unidimensionale, bidimensionale o tridimensionale. La teoria aerodinamica, invece, può essere basata su *lifting surface* o *strip theory*. Qualunque porzione di ala o corpo aerodinamico può essere suddiviso in sotto-regioni da interpolare, nelle quali si può utilizzare una funzione di interpolazione differente. Il processo di interpolazione è definito 'splining', ed è possibile seguire diverse tecniche:

- *spline* lineari, che derivano da una generalizzazione di una trave infinitamente estesa e consentono di deformare la struttura a torsione e flessione;
- surface splines, legate all'ambito delle piastre uniformi e infinite;
- una specifica interpolazione definita manualmente.

È possibile gestire autonomamente le diverse metodologie di interpolazione, creando anche combinazioni di più tipi di *spline*. Dal punto di vista della formulazione matematica del processo di *splining*, i gradi di libertà strutturali sono considerati come indipendenti, mentre quelli aerodinamici sono i dipendenti. In questa maniera, viene generata una matrice che mette in relazione i gradi di libertà dipendenti con quelli indipendenti.

Attraverso il processo di *splining* si ottiene una matrice di interpolazione che mette in relazione le deflessioni dei punti della griglia strutturale $\{u_g\}$ con le deflessioni dei punti della griglia aerodinamica $\{u_k\}$:

$$\{u_k\} = [G_{kg}] \{u_g\}$$
 Eq. 2.15

Successivamente, si deve prendere in considerazione l'aspetto più delicato ed importante del processo di *splining*, ovvero la trasformazione tra i sistemi di forza aerodinamico e strutturale. Il requisito fondamentale che deve guidare la trasformazione è che i due sistemi di forze siano "strutturalmente equivalenti" e non staticamente. L'equivalenza strutturale tra due sistemi di forze implica che l'effetto in termini di deflessione sia il medesimo. Al contrario, sistemi di forze staticamente equivalenti, non producono gli stessi effetti sulla struttura. Sono infatti le deflessioni piuttosto che i carichi risultanti ad essere di interesse primario per l'aeroelasticità.


Figura 4: Processo di splining

L'equivalenza strutturale comporta perciò che le forze aerodinamiche $\{F_k\}$ ed i valori strutturalmente equivalenti $\{F_g\}$, che agiscono sui punti della griglia strutturale, svolgano lo stesso lavoro virtuale in riferimento ai corrispettivi valori di deflessione, uguagliando i lavori compiuti dalle forze si ottiene l'equazione:

$$\{\delta u_k\}^T \{F_k\} = \{\delta u_g\}^T \{F_g\}$$
 Eq. 2.16

dove δu_k e δu_g sono deflessioni virtuali. Sostituendo le equazioni precedenti e riorganizzando i termini, si ottiene:

$$\{\delta u_g\}^T \left(\left[G_{kg} \right]^T \{F_k\} - \{F_g\} \right) = 0 \qquad Eq \ 2.17$$

da cui si ricava la trasformazione della forza richiesta a causa dell'arbitrarietà delle deflessioni virtuali.

$${F_g} = [G_{kg}]^T {F_k}$$
 Eq 2.18

L'equazione 2.15 e 2.18 sono entrambe necessarie per completare la formulazione dei problemi aeroelastici in cui le griglie aerodinamiche e strutturali non coincidono, servono ad interconnettere i punti della griglia aerodinamica e strutturale.

2.3 Implementazione del modello aeroelastico

2.3.1 Modello di partenza BAH Wing

Per poter iniziare lo sviluppo di un tool di correzione del Doublet-Lattice Method, si è dovuto individuare un campo di applicazione per il DLM e nello specifico un test case di riferimento a cui applicare la teoria aerodinamica, in modo da poter estrarre i risultati da correggere nelle fasi successive. Prendendo in considerazione lo scopo finale della tesi ed in seguito ad una scrupolosa ricerca in letteratura di modelli da cui partire con la modellizzazione, per motivi di praticità, la scelta è ricaduta su un esempio descritto nel manuale di Nastran nella sezione relativa ai casi aeroelastici statici.

I fenomeni statici considerano l'applicazione di forze aerodinamiche stazionarie su di un velivolo con rigidezza finita, che può deformarsi e flettersi se soggetto a carichi opportunamente applicati. La deformazione della superficie portante esposta al flusso costituisce una fonte di perturbazione delle forze aerodinamiche che si instaurano sul velivolo stesso. Per questo motivo si ha una ridistribuzione delle pressioni attorno alla superficie portante, la quale comporta una variazione dello stato di sollecitazione strutturale interno del velivolo. La soluzione di questa tipologia di problemi prevede il raggiungimento da parte del sistema di uno stato di equilibrio statico o quasi statico a seguito di transitori inziali. Uno degli aspetti che si cerca di investigare più approfonditamente è quello dell'instabilità aeroelastici statici possono presentare non preoccupano solo gli strutturisti ma anche altri analisti e ingegneri. Ad esempio, gli aerodinamici studiano gli effetti dell'aeroelasticità sulla resistenza indotta, mentre i sistemisti/avionici approfondiscono gli effetti sulla variazione dell'efficacia delle superfici di controllo e sulla stabilità statica.

Entrando nel merito del modello, l'esempio selezionato considera una BAH Wing in condizioni stazionarie di trim. Questa tipologia di ala, ben nota in letteratura per essere un riferimento per le ali di velivoli da trasporto aereo, è stata proposta per la prima volta da Bisplinghoff, Ashley e Halfman (1955) ed è stata successivamente utilizzata come esempio dimostrativo per alcuni studi sugli effetti dei fenomeni instazionari da Rodden, Harder e Bellinger (1979).

Nella Figura 5 è mostrata la vista in pianta della BAH wing, evidenziando la presenza di un alettone verso l'estremità alare. Le caratteristiche geometriche di riferimento per i risultati voluti sono la superficie alare in pianta, S = 81250 in² per lato, la corda di riferimento c = 162.5 in, e l'apertura alare

totale b = 1000 in. Si indicano inoltre i valori di corda alla radice e all'estremità, rispettivamente pari a 225 in e 100 in.



Figura 5: BAH Wing

Tuttavia, i dati di input dell'analisi del modello teorico di partenza sono stati modificati, nello specifico son stati variati il Mach, l'incidenza aerodinamica e la deflessione della superficie mobile di controllo. Inoltre, si è deciso di infittire la discretizzazione aerodinamica, incrementando il numero dei box aerodinamici in modo da migliorare la predizione delle forze e momenti generati dai singoli elementi portanti utilizzati nel DLM. Un generico modello Nastran si presenta come uno o più file di dati (.dat) contenenti le informazioni necessarie al programma per la creazione del modello stesso. Per avere una maggiore facilità di lettura e comprensione dei file, si è deciso di suddividere il modello in più parti o schede, ognuna delle quali conterrà delle specifiche parti del modello. Successivamente, sarà possibile richiamare nella scheda principale, quelle aggiuntive attraverso la funzione include 'nome file.dat'. Si è suddiviso il modello nelle seguenti parti:

- BAH_STRUCT.dat scheda relativa alla parte strutturale;
- BAH_MASS.dat scheda relativa alla parte inerziale;
- BAH_AILERON.dat scheda relativa all'alettone;
- BAH_AERO.dat scheda relativa alla discretizzazione aerodinamica;
- BAH_MONPNT1.dat scheda relativa al calcolo del momento di cerniera;
- BAH_FACTOR.dat scheda relativa ai fattori di correzione W_{kk};
- sol144.dat scheda principale contenente gli input dell'analisi aeroelastica statica.

2.3.2 Caratteristiche strutturali della BAH Wing

s s

I dati relativi alla rigidezza strutturale del modello vengono inseriti utilizzando le voci GENEL, essi sono formulati in termini di coefficienti di influenza per la matrice di flessibilità.

Ş	ID	CP	Xl	X2	X3	CD	PS	SEID
GRID	1		20.25	90.			12456	
GRID	2		-81.	90.			12456	
GRID	3		17.85	186.			12456	
GRID	4		-71.4	186.			12456	
GRID	5		15.8	268.			12456	
GRID	6		-63.2	268.			12456	
GRID	7		13.3	368.			12456	
GRID	8		-53.2	368.			12456	
GRID	9		11.05	458.			12456	
GRID	10		-44.2	458.			12456	
GRID	11		0.0	Ο.			126	
şş								

Figura 6: GRID points strutturali

Le voci identificate dal termine GRID servono per elencare i punti della griglia strutturale, in questo caso i punti da 1 a 10 identificano la semiala, e il GRID11 rappresenta la fusoliera rigida alla radice dell'asse elastico dell'ala. I dati di rigidezza strutturale completi sono contenuti nel file di input BAH STRUCT.dat e sono mostrati in APPENDICE B.

2.3.3 Proprietà di massa della BAH Wing e dell'alettone

I dati inerziali e la matrice di massa della BAH Wing sono forniti da Rodden (1959a) e sono derivati dalle tre masse disposte su ciascuna fascia alare (Rodden 1959a). Le informazioni inerziali vengono inserite nel formato CMASS2, che prevede l'accoppiamento dell'inerzia tra i gradi di libertà di diverse posizioni lungo la corda: al 25% e 75% della corda.

ş	THE (CMASS2	ENTRY DEFI	NES A	SCALAR MA	SS ELEM	MENT WITHOU	JT Ş
ş	REFE	RENCE 1	TO A PROPER	TY ENT	RY. IT LI	STS THE	MASS, TH	E Ş
ŝ	GRID	NO. Al	ND ITS DOF	COMPON	ENTS. WHE	N TWO G	RID POINT	5\$
ŝ	ARE :	LISTED	THE MASS I	S ADDE	D TO BOTH	POINTS	5. Ş	
ŝ	ş ş 🗧							
ŝ	\$	EID	М	G1	Cl	G2	C2	
C	CMASS2	121	5248.7	1	3			
0	MASS2	122	134.9	1	3	2	3	
C	MASS2	123	790.3	2	3			
0	CMASS2	341	9727.	3	3			
C	CMASS2	342	11005.	3	3	4	3	
0	CMASS2	343	473.	4	3			
C	CMASS2	561	3253.6	5	3			
C	CMASS2	562	-139.7	5	3	6	3	
0	CMASS2	563	946.3	6	3			
C	CMASS2	781	2617.8	7	3			
0	CMASS2	782	21.	7	3	8	3	
0	CMASS2	783	782.3	8	3			
0	CMASS2	9101	494.8	9	3			
0	CMASS2	9102	-7.3	9	3	10	3	
0	CMASS2	9103	185.2	10	3			
ŝ	\$\$							
ŝ	\$ * FU	SELAGE	MASS AND I	NERTIA	VALUES *	Ş		
- 5	s s							

Figura 7: Valori inerziali e di massa BAH Wing

I dati di massa e inerzia sono contenuti nella scheda BAH_MASS.dat e sono disponibili in APPENDICE B. PARAM, GRDPNT specifica che il GRID 11 è assunto come riferimento nell'analisi delle masse. PARAM, WTMASS = 1 / g converte i pesi in ingresso in unità di massa. La rotazione

relativa tra l'alettone e l'ala è rappresentata dalla GRID12, il quale si trova precisamente (Figura 5) in linea d'aria con il nodo 7 e 8 (lungo la direzione del flusso) sul bordo di uscita dell'ala e leggermente interno all'alettone. MPC 1 definisce la rotazione della superficie di controllo rispetto all'ala in base alle lunghezze sulla corda tra GRID 7 e 8 (66,50 in) e tra GRID 8 e 12 (33,25 in) alla stazione della semiala y = 368 in. Infine, CONM1 2 fornisce le caratteristiche inerziali dell'alettone: peso (0,0 lb). CELAS2 fornisce la rigidità rotazionale dell'attuatore degli alettoni ed è derivato dal momento di inerzia.

2.3.4 Modellizzazione aerodinamica

A seconda della teoria aerodinamica utilizzata per la risoluzione dei problemi aeroelastici, sono disponibili all'interno del programma delle *Bulk Data Entries* 'CAEROi' che permettono la suddivisione automatica in box, rispettando i requisiti richiesti dalla singole teorie. Impostando correttamente i valori delle CAEROi si ottiene una discretizzazione dell'ala in box aerodinamici, e i punti della griglia aerodinamica associati agli elementi vengono generati internamente al programma. I tipi di elementi disponibili sono mostrati in Figura 8. Ogni entrata CAEROi deve fare riferimento a una voce di dati che definisce le proprietà aerodinamiche (PAEROi) e viene utilizzata per elencare ulteriori parametri utili alla realizzazione del modello.

			Aerodynamic 1	Theory		
Attribute	Doublet- Lattice Panel	Lifting Body (Interference)	ZONA51 Panel	Mach Box Surface	Strip Theory	Piston Theory
Bulk Data Entries	CAERO1 PAERO1	CAERO2 PAERO2	CAERO1 PAERO1	CAERO3 PAERO3	CAERO4 PAERO4	CAERO5 PAERO5
Mach Number	Subsonic	Subsonic	Supersonic	Supersonic	All	High Supersonic
Symmetry Options	Two Planes y = 0 z = 0	Two Planes y = 0 z = 0	One Plane y = 0	One Plane Required	None	None
Interaction	Panels and Bodie Group	es in the Same	Panels in the Same Group	Boxes on One Surface	None	None
Interconnection to Structure	Box Centers	Slender Body Centers	Box Centers	User Specified Locations	Strip 1/4-Chord	Strip 1/4-Cord
Displacement Components Used at Connection Points	3,5	3,5 z-Bodies 2,6 y-Bodies	3,5	3,5	3,5 and 6 for Control	3,5 and 6 for Control

Il modello base d'esempio presentava, per scopi didattici e facilità espositiva, una scarsa suddivisione in elementi aerodinamici della semiala, in totale si aveva un modello con 56 box aerodinamici. Si è decido di conseguenza di effettuare una totale rivisitazione della discretizzazione aerodinamica della BAH Wing.

Per ogni problema aeroelastico, la modellizzazione inizia con la definizione dei parametri geometrici di base, ciò viene effettuato attraverso la voce AEROS specifica per i problemi di aeroelastica statica.

```
$ * * * AERODYNAMIC DATA * * * $
$$
$ (LB-IN-SEC SYSTEM) $
ş ş
$ * * ELEMENT GEOMETRY * * $
S S
$ THE AERO ENTRY IS UNIQUE TO THE STATIC AEROELASTICITY $
$
 SOLUTION, SOL144. ACSID IDENTIFIES THE AERO COORDINATE $
$ SYSTEM. RCSID IDENTIFIES THE REFERENCE COORDINATE SYS- $
$ TEM FOR RIGID BODY MOTION. REFC IS THE REFERENCE CHORD. $
$ REFB IS THE REFERENCE SPAN. REFS IS TH REFERENCE WING $
$ AREA. SYMXZ AND SYMXY ARE SYMMETRY KEYS. $
S S
                                             SYMXZ
       ACS
               RCID
$
                       CHORD SPAN
                                       AREA
                                                      SYMXY
       1
AEROS
               1
                       162.5 1000.0 81250.0 1
S S
```

Figura 9: Dati geometrici e aerodinamici

Nella Figura 9 si possono osservare i dati geometrici della BAH Wing. Successivamente si dovrà definire un sistema di coordinate aerodinamico, il quale avrà come direzione x positiva quella del flusso e direzione y parallela al piano degli elementi aerodinamici. Vengono indicati l'origine del sistema A, un punto B nel piano xz e un punto C nel piano xy (Figura 10).

şş									
Ş	CID	RID	A1	A2	A3	B1	B2	B3	
CORD2R	1		0.	0.	0.	0.	0.	-1.	+C1
Ş	C1	C2	C3						
+C1	-1.	0.	0.						
Ş									

Figura 10: Sistema di coordinate aerodinamico

Come già ampiamente discusso, nel Doublet-Lattice Method l'ala viene suddivisa in pannelli planari trapezoidali (macro-elementi), ciascuno con un diedro costante e con i lati paralleli alla direzione del flusso d'aria. Questi pannelli sono ulteriormente suddivisi in box aerodinamici, configurati in modo simile a trapezi. Ciascun pannello è descritto da una voce *Bulk Data* CAERO1. Inoltre, una voce con le proprietà PAERO1 può essere utilizzata per identificare i corpi di interferenza associati nel caso subsonico; se non ci sono corpi in un caso subsonico, o in un caso supersonico, è comunque richiesta una voce PAERO1 fittizia che raggruppi tutti i pannelli in un unico corpo di interferenza. Tutti i pannelli all'interno di un gruppo interagiscono aerodinamicamente con gli altri. Lo scopo di questi gruppi consiste nel ridurre lo sforzo computazionale per il calcolo delle matrici aerodinamiche, in quanto se è noto che l'interferenza aerodinamica è importante solo all'interno di un certo gruppo, si può trascurare l'effetto di interferenza sugli altri.

Ş	EID	PID	CP	NSPAN	NCHORD	LSPAN	LCHORD	IGID	+CA
CAER01	1001	1000	0		16	1		1	+CA1
Ş	(FWD IN	BOARD	POINT)	ROOTCHORD	(FWD OUTB	OARD PO:	INT) TIP	CHORD	
+CA1	78.75	0.0	0.0	225.0	35.0	500.0	0.0	100.0	
ş									
CAERO1	2001	1000	0		16	2		1	+CA2
+CA2	78.75	0.0	0.0	225.0	35.0	500.0	0.0	100.0	
Ş									
CAERO1	3001	1000	0		16	3		1	+CA3
+CA3	78.75	0.0	0.0	225.0	35.0	500.0	0.0	100.0	
S S									

Figura 11: Suddivisione in pannelli con CAERO1 entries

La semiala è stata suddivisa in tre macroaree o pannelli:

- Porzione interna di semiala non interessata dalla presenza dell'alettone, identificata da un EID 1001 (*Element Identification*);
- porzione di semiala interessata dalla presenza dell'alettone EID 2001;
- porzione di estremità libera EID 3001.

In ciascun pannello, si ha una suddivisione equi spaziata della corda in 16 box aerodinamici (NCHORD), valore ricavato come compromesso tra la semplificazione e l'infittimento del modello stesso. Diversamente avviene in direzione dell'apertura alare, le divisioni dei tre pannelli lungo lo

span sono determinate specificando il numero di caselle uguali NSPAN, o identificando, tramite LSPAN, l'AEFACT *data entry* che contiene un elenco di punti utili alla divisione in termini di percentuali di *semispan*.

 $\$ The AeFAct entry is a utility entry used to specify lists of $\$ \$ NUMBERS. IN THIS EXAMPLE THEY ARE IDENTIFIED BY THE ABOVE \$ \$ CAERO1 ENTRIES. THE FIRST ENTRY DEFINES THE SPANWISE DIVISIONS \$ \$ INBOARD OF THE AILERON. \$ \$\$ \$ THE SECOND ONE DEFINES THE SPANWISE DIVISIONS ACROSS THE \$ \$ AILERON. \$ \$\$ \$ THE THIRD ONE DEFINES THE SPANWISE DIVISIONS OF THE TIP \$ \$ FAIRING. \$ \$ \$ SID D1 D2 D3 D4 D5 1 .0 .09 .21 .33 .45 s D6 D7 AEFACT 1 \$ D8 .56 .66 +AE1 .74 +AE1 ŞŞ AEFACT 2 .74 +AE2 .9 .9185 .74 .76 .78 .80 .82 .847 .867 +AE2 .9185 .937 .9555 .974 S S AEFACT 3 .974 1.00 \$\$

Figura 12: AEFACT entries

Il risultato finale della discretizzazione aerodinamica consiste in un totale di 304 box aerodinamici.



Figura 13: Semiala in pianta

Inoltre, con il modello in esame vi è la possibilità di studiare configurazioni aerodinamiche che prevedono la deflessione di una superficie di controllo. I box aerodinamici che compongono l'alettone sono quelli contenuti nel pannello EID 2001, che si estende da una coordinata y pari a 370 *in* a 487 *in*. Nello specifico l'alettone ha una lunghezza nella direzione della corda pari a ¹/₄ della corda stessa.

Per questo motivo, la suddivisione in box è stata studiata in modo tale da avere un elevato numero di elementi aerodinamici in corrispondenza della zona dell'alettone, in questo modo si è voluta analizzare la precisione del DLM nella previsione della distribuzione di pressione con la presenza di una superficie di controllo deflessa.

Per poter inserire nel modello Nastran il comando dell'alettone, è stato necessario creare una AESURF con cui specificare il nome della superficie di controllo, le coordinate dell'asse della cerniera e il numero identificativo della lista di box dell'alettone (Figura 14).

ŝ TD LABEL CID1 ALID1 CID2 ALID2 AESURF 504 AILE 10 2005 S S \$ THE CORD2R ENTRY DEFINES THE COORDINATE SYSTEM IN WHICH THE \$ \$ HINGE-LINE IS DEFINED. IT LISTS THE ORIGIN, A POINT ALONG \$ \$ THE Z-AXIS AND A POINT IN THE X-Z PLANE. \$ \$ \$ ŝ CID RID A1 A2 A3 B1 B2 **B**3 CORD2R 10 370.0 0.0 -53.0 -53.0 370.0 -1. +CR10 C1 C2 C3 ŝ +CR10 -45.0 450.0 0.0 S S INCLUDE 'BAH AERO.dat' S S \$ THE AELIST ENTRY LISTS AERODYNAMIC BOXES THAT LIE ON THE \$ \$ CONTROL SURFACE. \$ şş ŝ SID E1 E2 E3 ETC AELIST 2005 2013 2014 2015 2016 2029 2030 2031 +AE6 2045 2046 2047 2032 2048 2061 2062 2063 +AE7 +AE6 +AE7 2064 2077 2078 2079 2080 2093 2094 2095 +AE8 +AE8 2096 2109 2110 2111 2112 2125 2126 2127 +AE9 +AE9 2128 2141 2142 2143 2144 2157 2158 2159 +AA1 +AA1 2160 2173 2174 2175 2176 \$\$

Figura 14: Implementazione superficie di controllo AILE in Nastran

Nello specifico l'asse di cerniera della superficie di controllo è stata fatto coincidere con il bordo d'attacco dell'alettone stesso ed è situato ad una coordinata x pari a ³/₄ di corda. Successivamente si è creato all'interno del modello un *monitoring point* per poter valutare il momento di cerniera prodotto dalla superficie di controllo attraverso le seguenti istruzioni (Figura 15).

```
$ * * * MONITORING POINT FOR HINGE MOMENT * * * $
$DEFINES A COMPONENT FOR USE IN MONITORI POINT DEF OR EXTERNAL SPLINES $
$ AECOMP
          NAME
                LISTTYPE LISTIDi $
AECOMP
          SUM
                 AELIST
                          2005
ŝ
$ DEFINES AN INTEGRATED LOAD MONITOR POINT AT A POINT (X,Y,Z) IN A USER $
$ DEFINED COORDINATE SYSTEM. THE INTEGRATED LOADS ABOUT THIS POINT OVER $
$ THE ASSOCIATED NODES WILL BE COMPUTED AND PRINTED FOR STATICS, DYNA- $
$ MICS AND STATIC AEROELASTIC TRIM ANALYSES AND FORM INTEGRATED LOADS $
$ ON THE NONLINEAR STATIC AEROELASTIC DATABASE $
SMONPNT NAME
             LABEL $
       AXES
              COMP
                     CP
                              x
                                     Y Z
                                                     CD $
ŝ
MONPNT1 HINGE M ELEVATOR HINGE MOMENT
       123456 SUM 10 0.0 0.0 0.0
                                                     10
S S
```

Figura 15: Monitoring point per la valutazione del momento di cerniera

2.3.5 Interpolazione dal modello strutturale a quello aerodinamico

L'interpolazione dai gradi di libertà strutturali e quelli aerodinamici si basa sulla teoria delle *spline*. Per tutti i tipi di *spline*, si devono specificare i gradi di libertà strutturali e i punti aerodinamici coinvolti. Per quanto riguarda quelli strutturali, essi possono essere specificati attraverso una lista dei *grid points* (SET1).

Ş	SID	G1	G2	G3	G4	G5	G6
SET1 \$ \$	14	1	THRU	11			

Figura 16: Grid set per l'interpolazione

L'inserimento dei dati SPLINE2 permette di definire una *spline* di tipo lineare. Nel metodo si assume che la struttura ruoti attorno all'asse elastico in modo tale che la corda del profilo alare perpendicolare

all'asse si comporti come se fosse rigida. Il completamento del comando prevede che venga fornito anche il sistema di coordinate per determinare l'asse della *spline*, e siccome la *spline* può avere una torsione e una flessione, si può specificare il rapporto DTOR (valore di default per è 1.0).

ş	EID	CAERO	ID1	ID2	SETG	DZ	DTOR	CID	
SPLINE2	101	1001	1001	1112	14	0.0	1.0	0	+SP1
Ş	DTHX	DTHY							
+SP1	-1.0	-1.0							
ş									
SPLINE2	102	2001	2001	2172	14	0.0	1.0	0	+SP2
+SP2	-1.0	-1.0							
ş									
SPLINE2	103	3001	3001	3016	14	0.0	1.0	0	+SP3
+SP3	-1.0	-1.0							

Figura 17: Istruzioni per l'interpolazione

L'interpolazione dei box che costituiscono l'alettone è realizzata con un metodo di *spline* differente, SPLINE1. L'inserimento di tale comando definisce una *spline* di superficie e i gradi di libertà aerodinamici (k-set) da interpolare devono essere specificati nominando progressivamente i punti della griglia aerodinamica presenti nell'area da interpolare. Inoltre, vi è la possibilità di gestire il livello di adattamento della *spline* attraverso il fattore DZ. Un valore nullo implica che la *spline* passerà attraverso tutti i punti della griglia che subiscono una deflessione. Per valori maggiori dell'unità, l'interpolazione sarà più uniforme ma la *spline* non intersecherà esattamente tutti i nodi.

\$	EID	CAERO	BOX1	BOX2	SETG	DZ	
SPLINE	21 104	2001	2013	2176	15		
\$ \$							
\$ THE	SET1 ENT	RY DEFIN	ES THE S	SETS OF F	POINTS TO	BE USED	BY \$
\$ THE	SURFACE	SPLINE F	OR INTER	POLATION	I. Ş		
Ş	SID	Gl	G2	G3	G4	G5	G6
SET1	15	8	10	12			
şş							

Figura 18: Interpolazione dell'alettone

2.3.6 Analisi aeroelastica statica

L'analisi aeroelastica statica ha lo scopo di ottenere dati sia di natura strutturale che aerodinamica. I dati strutturali di interesse includono carichi, flessioni e sollecitazioni, mentre per quanto riguarda quelli aerodinamici includono derivate di stabilità e controllo, condizioni di trim, pressioni e forze. L'analisi presuppone l'esistenza di un modello strutturale (caratterizzato da parte strutturale e inerziale), un modello aerodinamico e l'interconnessione tra i due. Per poter eseguire un'analisi aeroelastica di tipo statico in Nastran, si deve richiedere nella sezione *Executive Case* del file la sequenza SOL 144, la quale corrisponde alla lista di istruzioni DMAP *Static Aeroelastic Response*.

Le voci AESTAT definiscono i parametri di trim, ad esempio l'incidenza aerodinamica alfa ANGLEA, la velocità di beccheggio PITCH, l'accelerazione di beccheggio URDD5 e la deflessione dell'alettone AILE. Inoltre, è possibile indicare le condizioni di volo: quota 0 *sea level* (ISA), il numero di Mach vale 0.39, ottenuto con una velocità di volo pari a 260 *kts*, da cui si può calcolare la pressione dinamica q pari a 1.589 *psi*. La condizione operativa di volo viene specificata nella voce TRIM insieme a tutti i parametri di trim fissati dalla condizione della manovra considerata. Ad esempio, in Figura 19 si riportano i parametri di trim introdotti nell'analisi aeroelastica. Si vuole studiare l'effetto della deflessione di una superficie di controllo con deflessione $\tau = 20^{\circ}$ (positivo in senso antiorario, effetto deportante sul profilo) e con incidenza aerodinamica $\alpha = 10^{\circ}$ (positiva in senso antiorario, ad un incremento dell'incidenza si ha un incremento della portanza). La soluzione di trim permette di ricavare la velocità e l'accelerazione di beccheggio, essendo le uniche variabili della manovra non assegnate arbitrariamente.

```
$ * * * SOLUTION SPECIFICATIONS * * * $
$ $
$ * * AERODYNAMIC DOFS * * $
S S
$ THE AESTAT ENTRY LISTS TRIM VARIABLES USED TO SPECIFY $
$ RIGID BODY MOTION. THESE AND THE CONTROL SURFACE $
$ ROTATIONS MAKE UP THE VARIABLES IN THE EQUATIONS OF $
$ MOTION. $
$ $
AESTAT 501
               PITCH
AESTAT 502
               URDD5
AESTAT 503
               ANGLEA
$ * * TRIM CONDITIONS * * $
$ $
$ THE TRIM ENTRY SPECIFIES CONSTRAINTS FOR THE TRIM VARIABLES $
$ LISTED IN THE AESTAT AND AESURF ENTRIES. LISTED ARE ITS ID, $
 THE MACH NUMBER, DYNAMIC PRESSURE AND PAIRS OF TRIM VARI- $
ŝ
$ ABLES AND THEIR CONSTRAINED VALUES. THOSE THAT ARE NOT $
$ HELD FIXED MUST BE CONSTRAINED BY REACTION FORCES STIPU- $
$ LATED ON THE SUPORT ENTRY. SEE SECTION 3.5.3 OF THE THEO- $
$ RETICAL MANUAL FOR MORE DETAILS. $
S S
$ TRIM CONDITION 1: STEADY ROLL $
$ $
s
       ID
              MACH Q LABEL1 UX1 LABEL2 UX2 $
              0.393 1.589 ANGLEA 0.175
TRIM
      1
                                              AILE
                                                      0.35
```

Figura 19: Variabili di trim della manovra

2.3.7 Scheda di correzione dei risultati teorici

Per tenere conto dei dati sperimentali è stata generata un'ulteriore scheda di Naastran denominata 'BAH_FACTOR', all'interno della quale sono contenuti i coefficienti correttivi per la forza di lift e il momento di pitch di ogni singolo box aerodinamico, memorizzati sotto forma di matrice diagonale denominata in Nastran [*Wkk*]. La scheda si presenta come segue (Figura 20):

Ş	NAME	"0"	FORM	TIN	TOUT	М	N
DMI	WKK	0	2	1		608	608
ş	NAME	J	I1	A(I1,J)	A(I1+1,J)	ETC.	
DMI	WKK	1	1	1.0000			
DMI	WKK	2	2	1.0000			

Figura 20: Scheda fattori di correlazione sperimentale

Grazie a semplici righe di comando è possibile generare una matrice, la cui diagonale è formata dai coefficienti. È necessario specificare la voce DMI (Direct Matrix Input), il nome della matrice, la forma ('2' matrice rettangolare generica) e il numero di righe M e colonne N.

Nello specifico il numero di righe, che è pari a quello delle colonne, è strettamente legato al numero dei gradi di libertà aerodinamici del singolo elemento discreto. In questo caso si hanno: un DOF (*Degree Of Freedom*) dovuto alla traslazione verticale lungo l'asse z (definito *plunge*) e uno di rotazione attorno all'asse y (*pitch*). Considerando il totale dei box pari a 304, le dimensioni della matrice diagonale [*Wkk*] è 608 righe e colonne.

Mediante l'utilizzo della voce DMI è possibile assegnare in modo diretto e veloce il valore (M,N) della matrice. Secondo la logica di Nastran, ogni pannello ha due coefficienti correttivi, uno per la forza di lift ed uno per il momento di pitch in sequenza per tutti i box. La matrice [Wkk] è inizialmente costituita da valori unitari, in modo che pre-moltiplicandola non ci sia una modifica dei valori teorici di forza e momento.

Inoltre, sono previste altre logiche di correzione non utilizzate nel caso d'interesse: un vettore di coefficienti per la modifica della pressione in funzione di quella sperimentale $\{f_j^{e}/q\}$ da inserire sempre come DMI con il nome FA2J, e una distribuzione d'incidenza, di *camber* o *twist* iniziale $\{w_j^g\}$ e può essere inserito nelle voci DMI con il nome W2GJ.

2.3.8 Risultati del DLM

Nei risultati d'interesse è stato richiesto di salvare come output del programma la distribuzione di forze e momenti nei box aerodinamici. Nel file dei risultati sono presenti due tabelle distinte:

- una per le pressioni nei box, facendo riferimento alla numerazione del j-set;
- una per tutte le forze e momenti che agiscono nei punti della griglia aerodinamica.

Per quanto riguarda la distribuzione di pressione, in Figura 21 è riportato un esempio di output per uno dei molteplici casi analizzati ($\tau = 20^\circ$ e $\alpha = 10^\circ$):

		AERODYNAMIC PRES.	AERODYNAMIC
GRID	LABEL	COEFFICIENTS	PRESSURES
1	LS	3.341716E+00	5.309987E+00
2	LS	1.079814E+00	1.715824E+00
3	LS	3.979309E-01	6.323122E-01
4	LS	1.283933E-02	2.040170E-02
5	LS	-2.460201E-01	-3.909260E-01
6	LS	-4.324534E-01	-6.871684E-01
7	LS	-5.697771E-01	-9.053758E-01
8	LS	-6.699012E-01	-1.064473E+00
9	LS	-7.394293E-01	-1.174953E+00
10	LS	-7.820374E-01	-1.242657E+00
11	LS	-7.994749E-01	-1.270366E+00
12	LS	-7.919032E-01	-1.258334E+00
13	LS	-7.577295E-01	-1.204032E+00
14	LS	-6.926786E-01	-1.100666E+00
15	LS	-5.867788E-01	-9.323914E-01
16	LS	-4.119960E-01	-6.546617E-01

AERODYNAMIC PRESSURES ON THE AERODYNAMIC ELEMENTS

Figura 21: Esempio output pressioni DLM

Per ogni singolo elemento aerodinamico è calcolato un bilancio di pressione tra la *lower surface* e la *upper surface*, in modo tale da fornire la pressione complessiva agente sul singolo pannello. Ad esempio, per il primo box di questo test case:

Aerodynamic Pressure
$$\Delta P = P_{lower} - P_{upper} = 5.301 \text{ psi}$$
 Eq. 2.19

Aerodynamic pres. Coefficient
$$\Delta c_{\rm P} = \frac{\Delta P}{q} = \frac{5.309987 \ psi}{1.589 \ psi} = 3.341716 \qquad Eq. \ 2.20$$

Per il calcolo delle forze e momenti, Nastran utilizza il Δc_P e lo moltiplica per la pressione dinamica q e l'area in pianta del box aerodinamico. La superficie dell'elemento è strettamente legata alla discretizzazione aerodinamica realizzata in precedenza, ovvero è pari all'area del trapezio formato da quel particolare box. In questo caso:

$$T_3 = \Delta c_P \cdot q \cdot \Delta S = 3.341716 \cdot 1.589 \, psi \cdot \frac{219.375}{16} in \cdot 500 \, in \cdot 0.09 = 3276.22 \, \text{lbf} \qquad Eq. \ 2.21$$

in cui il valore di dx è stato ricavato mediando le corde che identificano la specifica striscia del pannello, dividendo per il numero di box della striscia. Il *dy* del singolo pannello si può ricavare direttamente dalla discretizzazione realizzata in precedenza con la voce LSPAN.

			AERODYNAMIC FOR	CES ON THE AERODYNA	MIC ELEMENTS	
GRID ID	LABEL	T1	T2	T3	Rl	R2
1001	LS	0.000000E+00	0.00000E+00	3.276221E+03	0.000000E+00	1.123001E+04
1002	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	1.058650E+03	0.000000E+00	3.628770E+03
1003	LS	0.000000E+00	0.000000E+00	3.901317E+02	0.000000E+00	1.337268E+03
1004	LS	0.000000E+00	0.00000E+00	1.258769E+01	0.000000E+00	4.314726E+01
1005	LS	0.000000E+00	0.00000E+00	-2.411983E+02	0.000000E+00	-8.267637E+02
1006	LS	0.000000E+00	0.00000E+00	-4.239776E+02	0.000000E+00	-1.453282E+03
1007	LS	0.000000E+00	0.00000E+00	-5.586098E+02	0.000000E+00	-1.914766E+03
1008	LS	0.000000E+00	0.00000E+00	-6.567715E+02	0.000000E+00	-2.251238E+03
1009	LS	0.000000E+00	0.00000E+00	-7.249369E+02	0.000000E+00	-2.484891E+03
1010	LS	0.000000E+00	0.00000E+00	-7.667099E+02	0.000000E+00	-2.628078E+03
1011	LS	0.000000E+00	0.00000E+00	-7.838057E+02	0.000000E+00	-2.686678E+03
1012	LS	0.000000E+00	0.00000E+00	-7.763823E+02	0.000000E+00	-2.661232E+03
1013	LS	0.000000E+00	0.00000E+00	-7.428785E+02	0.000000E+00	-2.546390E+03
1014	LS	0.000000E+00	0.00000E+00	-6.791026E+02	0.000000E+00	-2.327783E+03
1015	LS	0.00000E+00	0.000000E+00	-5.752782E+02	0.000000E+00	-1.971901E+03
1016	LS	0.00000E+00	0.00000E+00	-4.039211E+02	0.00000E+00	-1.384534E+03

Figura 22: Esempio output Forze e Momenti DLM

Per quanto riguarda il momento di pitch R2, Nastran lo calcola come il prodotto tra il lift del singolo pannello per il braccio pari a ¹/₄ di corda infinitesima del box considerato:

$$R_2 = T_3 \cdot \frac{1}{4} \cdot \frac{219.375}{16} = 11230.01 \ lb_f \cdot in \qquad Eq. \ 2.22$$

Questa procedura è eseguita per tutti i box in modo tale da poter compilare le tabelle di output. Sostanzialmente, i valori di pressione o forza del singolo elemento possono essere considerati come un valore medio di quella infinitesima porzione di ala.

2.3.9 Analisi dei risultati teorici del DLM

Generato il modello aeroelastico e conclusa la prima analisi aeroelastica statica, si è deciso di utilizzarlo per diverse configurazioni aerodinamiche e geometriche, però a parità di Mach e quota. Più precisamente si son variati alternativamente l'incidenza aerodinamica e la deflessione dell'alettone, costruendo così un ampio database di dati teorici DLM.

I valori di angolo di attacco con cui sono state eseguite le analisi su Nastran partono da un valore minimo di -10° per arrivare ad un valore massimo di 10°. Per quanto riguarda le deflessioni della superficie di controllo, si sono studiate configurazioni geometriche con valori 0°, 5°, 10°, 20°.

Infine, si è condotto uno studio per valutare quale fosse il parametro che avesse più influenza sui risultati teorici del DLM. Si è osservato che se si rappresenta su di un grafico, a parità d'incidenza e al variare di τ , la distribuzione di pressione lungo la corda (per una striscia di pannello interessata dall'alettone) il DLM riproduce debolmente l'effetto della deflessione dell'alettone, questo costituisce un limite della teoria che ha portato all'idea di realizzare una calibrazione attraverso dei coefficienti opportunamente calcolati.



Figura 23: Effetto di τ sulla distribuzione di pressione a pari α

CAPITOLO 3

Analisi del modello con xfoil

3.1 Introduzione

Mediante l'utilizzo del codice di calcolo Nastran è stato possibile eseguire molteplici analisi aeroelastiche statiche in diverse condizioni operative d'incidenza e geometria (variazione geometriche dovute alla deflessione della superficie di controllo). A seguito di questa prima attività del progetto di Tesi si è quindi ottenuto un importante quantitativo di dati teorici del DLM che possono essere utilizzati successivamente per lo sviluppo di un *tool* di correzione.

Con quest'ottica, si è deciso di studiare le stesse configurazioni analizzate in Nastran con l'ausilio di metodi/programmi alternativi come ad esempio il software basato sul metodo dei pannelli Xfoil. L'obiettivo consiste nel calcolare la stessa tipologia di dati del modello teorico DLM, in modo da poterli successivamente confrontare e infine calcolare dei fattori di correzione, che verranno organizzati opportunamente in database finalizzati per l'implementazione della logica di correzione.

Il programma xfoil, si basa sul metodo dei pannelli e sulle equazioni a potenziale abbinate a particolari trattazioni per strato limite; fissate le condizioni di volo (V e z) in input xfoil considera:

- numero di Reynolds;
- Mach (assunto inizialmente uguale a 0, per poi correggere applicare una correzione per tenere in considerazione gli effetti legati alla comprimibilità);
- incidenza aerodinamica.

Inoltre, xfoil è un codice subsonico e presenta:

- formulazione inviscida: metodo dei pannelli con funzione di corrente e chiusura tramite condizione di Kutta;
- formulazione viscosa: lo strato limite e la scia sono descritti tramite equazioni integrali di strato limite e un criterio di transizione di tipo eⁿ.

Sostanzialmente, i programmi tipo xfoil usano le equazioni del potenziale per risolvere il campo di moto nella zona esterna allo strato limite (problema inviscido), risolvendo successivamente il problema dello strato limite con opportuni con modelli di transizione. Si tratta di un metodo molto valido in campo comprimibile, sfruttando il calcolo incomprimibile e poi applicando la teoria di Prandtl-Glauert per tenere conto della comprimibilità; per questo motivo tale calcolo non è adatto in regime transonico, in cui la correzione proposta da Prandtl-Glauert dimostra i suoi limiti e si dovrebbero usare codici che risolvono le equazioni di Navier-Stokes.

3.2 Considerazioni geometriche e aerodinamiche

La principale differenza che esiste tra il modello di Nastran e quello analizzabile con xfoil consiste nelle caratteristiche dimensionali e geometriche del modello stesso. Ovvero, nel modello di Nastran si ha una semiala in pianta caratterizzata da spessore nullo e quindi assimilabile ad una lamina piana investita da una certa incidenza e con una certa deflessione nei punti interessati dall'alettone. Con il Doublet-Lattice Method non viene quindi considerata la distribuzione degli spessori lungo la corda e l'inarcamento del profilo. Si hanno a disposizione i valori di forza o Δc_P per ogni singolo box sia in direzione della corda che dell'apertura alare, ma sono calcolati come se fossero generati da lamine piane senza una forma aerodinamica.

Per questo motivo, il primo step fatto per poter confrontare i risultati dei due metodi è stato la scelta della forma e delle caratteristiche aerodinamiche del profilo. Per motivi di praticità, si è scelto un profilo alare ben noto e presente in letteratura, il NACA 0012.

La scelta del profilo NACA 0012 è stata fatta ponendosi in un caso semplice ma utile allo scopo finale, si è selezionato un profilo della famiglia NACA a quattro cifre poiché tra i più analizzati in ambito sperimentale e di cui si possiedono più dati in letteratura. Nello specifico, il NACA 0012 è un profilo simmetrico, in quanto le prime due cifre indicano che non vi è curvatura e quindi la linea meda

del profilo coincide con la corda dello stesso. Per quanto riguarda lo spessore, le ultime due cifre dell'identificativo indicano che il suo valore massimo è pari al 12% della corda. Per i profili naca a quattro cifre lo spessore meassimo è situato al 30% della corda.

Per poter generare l'intero set di dati della semiala, essendo xfoil un risolutore 2D, si è deciso di fare un'assunzione semplificativa. Si è individuata un certa sezione della semiala interessata dall'alettone del modello di Nastran e la si è considerata come rappresentativa di tutta la porzione di ala che presenta la superficie di controllo. Per le restanti superfici di ala libere da superfici mobili, si è considerata la stessa sezione (quindi stessa corda e profilo aerodinamico) ma con la deflessione dell'alettone pari a zero.



Figura 24: Profilo NACA 0012

Come sezione di riferimento si è scelta la sezione che corrisponde alla mezzeria dell'alettone lungo la direzione *spanwise*, si ottiene così una corda di riferimento pari a 2.994 *m* ad una y/(b/2) = 0.857 (coordinata *y* in percentuale di *semispan*). Il motivo di questa scelta consiste nel voler correggere il DLM proprio in configurazioni che prevedono una superficie aerodinamica di controllo.

Per poter generare la geometria del profilo NACA 0012 in xfoil è disponibile un apposito comando 'NACA 0012' con il quale il programma carica a sistema le coordinate dei punti utilizzando la legge degli spessori per quello specifico profilo. Una volta importato il profilo, è possibile modificare manualmente alcuni parametri utili al calcolo, come ad esempio la distribuzione dei pannelli lungo la superficie del profilo. In questo caso si sono utilizzati 140 pannelli.

Successivamente, mediante il comando 'flap' si è modellizzato l'alettone specificando le coordinate (x,y) della cerniera e la deflessione della superficie mobile. Infine, si è eseguito un comando di scala 'scale 2.994' per poter passare da un profilo con corda unitaria ad uno scalato con il valore di corda d'interesse per le analisi.

Considerando che la superficie mobile dell'alettone incomincia a ³/₄ di corda, la Figura 25 mostra la geometria del profilo alare con una deflessione della superficie di controllo pari a 20°.



Figura 25: Profilo NACA 0012 con alettone deflesso a 20°

3.3 Analisi con xfoil

Ottenuta la geometria desiderata, si è impostato il calcolo inserendo i dati di input per l'analisi: il Numero di Reynolds per il calcolo viscoso Re = 27103325, ottenuto con una velocità del flusso all'infinito pari a 133.756 m/s (260 kts come negli input del modello Nastran) e una densità dell'aria a sea level pari a 1.225 kg/m³. Successivamente si è inserito il numero di Mach pari a 0.39 e si sono eseguite le analisi variando l'incidenza aerodinamica e la deflessione dell'alettone.

Come output del calcolo si sono memorizzate le distribuzioni di pressione sul dorso e ventre del profilo e i coefficienti aerodinamici di lift e drag. In ambiente Matlab si è svolta la fase di post processing dei risultati di xfoil, si sono importati i dati dai file di testo dei risultati e si sono ricostruiti gli andamenti delle pressioni sul profilo.

Inoltre, tramite tecniche di interpolazione si sono estratti i valori dei coefficienti di pressione nei nodi definiti nel modello Nastran. In seguito, si sono integrati i coefficienti di pressione lungo i segmenti di corda per calcolare il valore medio del coefficiente di pressione del box come fatto nel modello del DLM. Si riportano alcune delle distribuzioni di pressione ottenute rielaborando i dati di output di xfoil con Matlab.



Figura 26: $\tau = 0^{\circ} \alpha = 10^{\circ}$



Figura 27: $\tau = 5^{\circ} \alpha = 10^{\circ}$



Figura 28: $\tau = 10^{\circ} \alpha = 10^{\circ}$



Figura 29: $\tau = 20^{\circ} \alpha = 10^{\circ}$

		Cı	Cd
	$\alpha = 0^{\circ}$	1.20E-05	7.09E-03
	$\alpha = 5^{\circ}$	6.10E-01	9.00E-03
τ = 0°	$\alpha = 10^{\circ}$	1.32E+00	1.77E-02
	$\alpha = -5^{\circ}$	-6.10E-01	9.00E-03
	$\alpha = -10^{\circ}$	-1.32E+00	1.77E-02
	$\alpha = 0^{\circ}$	-3.84E-01	5.07E-03
	$\alpha = 5^{\circ}$	2.59E-01	5.08E-03
τ = 5°	$\alpha = 10^{\circ}$	9.26E-01	6.68E-03
	$\alpha = -5^{\circ}$	-1.03E+00	6.50E-03
	$\alpha = -10^{\circ}$	-1.70E+00	1.00E-02
	$\alpha = 0^{\circ}$	-7.50E-02	5.81E-03
	$\alpha = 5^{\circ}$	-1.25E-01	5.05E-03
τ = 10°	$\alpha = 10^{\circ}$	5.28E-01	5.82E-03
	$\alpha = -5^{\circ}$	-1.38E+00	8.01E-03
	$\alpha = -10^{\circ}$	-1.96E+00	1.44E-02
	$\alpha = 0^{\circ}$	-1.19E+00	1.64E-02
	$\alpha = 5^{\circ}$	-6.74E-01	1.13E-02
τ = 20°	$\alpha = 10^{\circ}$	-2.39E-01	5.83E-03
	$\alpha = -5^{\circ}$	-1.76E+00	2.01E-02
	$\alpha = -10^{\circ}$	-1.97E+00	5.35E-02

Tabella 1: Coefficienti aerodinamici di lift e drag

CAPITOLO 4

Simulazioni numeriche CFD

4.1 Introduzione

L'aspetto centrale su cui si basa il presente lavoro è la memorizzazione in database dei risultati ottenuti da diverse metodologie e teorie, in modo da poter successivamente implementare la logica di correzione del modello teorico DLM. Come già discusso in precedenza, la realizzazione della correzione dei risultati del DLM prevede il confronto dei risultati teorici con dati sperimentali o più accurati di quelli del DLM, i quali possono essere ricavati con prove in galleria del vento, con prove in volo o con analisi numeriche fluidodinamiche.



Figura 30: Contour pressione statica $\alpha = 10^{\circ} \tau = 20^{\circ}$

In aggiunta ai risultati ottenuti mediante xfoil, si è deciso di avvalersi di uno strumento di calcolo per la fluidodinamica computazionale al fine di valutare con maggior dettaglio la distribuzione di pressione agente sul profilo. Si sfruttano quindi le potenzialità delle simulazioni numeriche rispetto alle prove in galleria del vento o in volo, che consistono in tempistiche relativamente brevi e praticità del metodo e si traducono anche in minori risorse spese. L'obiettivo è ottenere dei dati più precisi che guidino la correzione del DLM. Le simulazioni numeriche sono perciò realizzate con lo scopo di creare un ulteriore set di dati che verranno impiegati per correggere la distribuzione di pressione teorica calcolata con la teoria del DLM.

Ogni set di dati memorizzato nel database sarà caratterizzato da un valore di affidabilità del metodo, i risultati del DLM avranno un peso minore rispetto a quelli di xfoil, i quali a loro volta saranno meno precisi di quelli delle simulazioni numeriche di tipo CFD 2D, passando per quelle 3D e infine si avrà il set di dati sperimentali il cui peso in termini di affidabilità assumerà il valore massimo.

Essendo lo scopo finale della Tesi la correlazione del modello teorico con dei set di dati/risultati più accurati, si è scelto per semplicità di considerare nelle simulazioni un problema bidimensionale. La geometria che verrà analizzata è relativa ad una specifica sezione dell'ala caratterizzata dalla presenza della superficie di controllo. Si farà perciò la stessa ipotesi semplificativa considerata nel capitolo precedente con xfoil.

Nel capitolo si presenta perciò la descrizione della metodologia con cui sono impostate le simulazioni CFD per ottenere i dati da organizzare nei database finali. L'analisi numerica è stata eseguita inizialmente su di un profilo base di partenza, il NACA 0012 e successivamente si è valutato il campo di moto perturbato dalla deflessione dell'alettone in diverse configurazioni geometriche. Le caratteristiche aereodinamiche del profilo designato sono state simulate mediante l'utilizzo del codice di calcolo Ansys Fluent.

4.2 Formulazione matematica delle analisi numeriche

Si consideri a titolo d'esempio un generico profilo alare bidimensionale immerso in una corrente d'aria uniforme con velocità V_{∞} e incidenza α . Il campo di pressioni che si instaura attorno al profilo aerodinamico considerato è tale per cui si sviluppano delle risultanti aerodinamiche che si riassumono in portanza, resistenza e momento come illustrato in figura 31.



Figura 31: Risultanti aerodinamiche sul profilo alare

Al fine di conoscere le risultanti aerodinamiche di forze e momenti agenti sul profilo è necessario che le distribuzioni di pressione sul dorso e sul ventre siano note e ciò implica la risoluzione del sistema di equazioni di Navier-Stokes. Le equazioni fondamentali da risolvere sono le seguenti, il bilancio di massa, della quantità di moto e dell'energia:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \mathbf{V} \cdot grad \,\rho + \rho \, div \, \mathbf{V} = 0, \qquad \qquad Eq. \, 4.1$$

$$\rho \left(\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + \mathbf{V} \cdot grad \mathbf{V}\right) + \rho div \mathbf{V} = \rho \mathbf{f} - grad \mathbf{p} + div \mathbf{\tau}, \qquad Eq. \, 4.2$$

$$\rho\left(\frac{\partial \mathbf{e}}{\partial \mathbf{t}} + \mathbf{V} \cdot grad \,\mathbf{e}\right) = -p \, div \,\mathbf{V} + \Phi - div \,\mathbf{q}, \qquad Eq. \, 4.3$$

Equazioni costitutive:

$$p = p (\rho, T),$$
 Eq. 4.4

$$e = e(\rho, T), \qquad \qquad Eq. \ 4.5$$

$$q = -k \ grad \ T, \qquad \qquad Eq. \ 4.6$$

$$\tau_{ik} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_k} + \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu \, div \, \mathbf{V} \, \delta_{ik} \qquad Eq. \, 4.7$$

Si ricorda che le precedenti equazioni sono valide sotto l'ipotesi di fluido considerato come mezzo continuo, Newtoniano, con scambi termici descritti dalla legge di Fourier ed in equilibrio termodinamico. Per chiudere il sistema di equazioni è necessario imporre le condizioni iniziali e le condizioni al contorno. In particolare, in corrispondenza del profilo solido si considera:

 $V_{rel | wall} = 0$, per la condizione di aderenza sul profilo,

 $V = V_{\infty}$, all'infinito.

Tuttavia, essendo equazioni accoppiate tra loro, alle derivate parziali e non lineari, il sistema di equazioni di Navier-Stokes non è di facile risoluzione, per cui le soluzioni in forma chiusa esistono ma solo per pochi semplici casi e sono di interesse principalmente didattico e non ingegneristico.

Nella risoluzione di casi più complessi si può ricorrere all'utilizzo delle RANS (Reynolds Avaraged Navier-Stokes), nelle quali si considerano le grandezze caratteristiche di un flusso turbolento come composte da una grandezza media statisticamente stazionaria più una componente fluttuante. Per una generica grandezza *p* si avrà che:

$$p(x, y, z, t) = \overline{p(x, y, z, t)} + p'(x, y, z, t)$$
 Eq. 4.8

per cui il sistema di equazioni di Navier-Stokes può essere riscritto nella maniera seguente:

$$div V = 0, \qquad Eq. 4.9$$

$$\rho \frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + \rho \, div \, \cdot (\mathbf{V} \, \mathbf{V}) = - grad \, \mathbf{p} + div \, (\mathbf{\tau} - \rho \mathbf{u}' \mathbf{u}') \qquad Eq. \, 4.10$$

Nelle equazioni elencate non vengono considerati gli effetti di compressibilità, le forze di campo e gli effetti termici di dissipazione viscosa. Inoltre, nell'ipotesi di simulazioni stazionarie vengono trascurati i termini dipendenti dal tempo. Il termine $-\rho u'u'$ viene chiamato tensore degli sforzi di Reynolds ed ha un ruolo simile al tensore degli stress viscosi. Questo termine dipende soltanto da quantità fluttuanti ed è funzione delle fluttuazioni stesse, per cui risulta sconosciuto ed è necessaria una modellazione.

Le equazioni di Navier-Stokes mediate non sono rappresentative degli effetti locali della turbolenza, per cui è necessario aggiungere delle equazioni al fine di chiudere il problema matematico. Le famiglie di equazioni che descrivono questi effetti locali rientrano nella categoria di modelli di turbolenza.

Ci sono due principali modelli: i modelli basati sulla *Eddy Viscosity* e quelli legati agli sforzi di Reynolds. Il primo dei due approcci è basato sulla determinazione della viscosità turbolenta all'interno del campo di moto, mentre il secondo fa uso di equazioni di trasporto per il termine degli sforzi di Reynolds che risultano essere molto simili alle equazioni di bilancio. Si può dimostrare che il primo approccio risulta essere più semplice da implementare dal punto di vista computazionale; per questa ragione è anche quello più diffuso e ampiamente utilizzato. Esso si basa sull'analogia tra il processo di diffusione molecolare e il moto turbolento. La viscosità turbolenta (*turbolent eddy viscosity*) μ_t ci permette di esprimere il tensore degli sforzi come funzione di quantità mediate.

Al primo approccio fa parte il modello dell'approssimazione di Boussinesq, ma ce ne sono molti altri come ad esempio:

• Spallart-Allmaras, modello ad una equazione;

- Modello k ε, è un modello che permette la determinazione dell'energia cinetica turbolenta k e del rapporto di dissipazione turbolento ε.
- Modello $k \omega$, come quello precedente risolve il campo di energia cinetica turbolenta e il rapporto di dissipazione specifica $\omega = k/\epsilon$.

Una volta impostato e risolto il sistema di equazioni, è possibile ottenere le distribuzioni di pressione e ricavare attraverso un processo di integrazione la portanza e la resistenza aerodinamica delle seguenti espressioni:

$$L = \int -(p - p\infty) n \cdot j \, dS + \int \tau \, t \cdot j \, dS, \qquad Eq. \ 4.11$$

$$D = \int -(p - p\infty) n \cdot i \, dS + \int \tau \, t \cdot i \, dS, \qquad Eq. \ 4.12$$

4.3 Geometria del profilo

Come anticipato in precedenza, è stata scelta una precisa sezione della semiala del modello Nastran e la si è considerata come rappresentativa della porzione di ala interessata dalla superficie di controllo. Nello specifico si tratta di un'ala con le seguenti caratteristiche geometriche riportati in Tabella 3:

Apertura alare b [m]	25.4
Corda alla radice c _{root} [m]	5.715
Corda al tip c_{tip} [m]	2.54
Corda di riferimento per le simulazioni 2D [m]	2.994

BAH Wing di riferimento

Tabella 2: Caratteristiche BAH Wing di riferimento

La prima attività necessaria per l'esecuzione delle simulazioni è l'importazione della geometria del profilo. Per questo fine, risultano utili i dati messi a disposizione dai database di xfoil o airfoiltool.com, che contengono i dati geometrici e le polari per una vasta gamma di profili aerodinamici. Nello specifico è possibile salvare dei semplici file di testo in formato Selig, all'interno dei quali sono indicate le coordinate (x,y) dei punti appartenenti al profilo desiderato a partire dal *trailing edge* del dorso e compiendo una rotazione antioraria dell'intera geometria.

4.3.1 NACA 0012 base

Le coordinate del profilo base senza alettone sono riportate in tabella 3, e forniscono la geometria in esame. Essendo il profilo simmetrico si riportano solo i valori inerenti al dorso. Nello specifico si osserva come deve essere strutturato il file di input per l'importazione della geometria all'interno del software CFD. Nella prima colonna si indica il gruppo a cui appartengono i punti, successivamente l'indice identificativo del punto e infine le coordinate dei punti. Si nota che è necessario indicare la coordinata *z* del punto, in questo caso nulla in quanto si è in un caso bidimensionale.

GROUP	ID	x[m]	y[m]	z[0]	
Dorso					
1	1	2.99E+00	3.77E-03	0.00	
1	2	2.99E+00	4.92E-03	0.00	
1	3	2.97E+00	6.98E-03	0.00	
1	4	2.95E+00	9.60E-03	0.00	
1	5	2.93E+00	1.26E-02	0.00	
1	6	2.91E+00	1.60E-02	0.00	
1	7	2.88E+00	1.97E-02	0.00	
1	8	2.85E+00	2.36E-02	0.00	
1	9	2.82E+00	2.76E-02	0.00	
1	10	2.78E+00	3.19E-02	0.00	
1	11	2.75E+00	3.63E-02	0.00	
1	12	2.72E+00	4.07E-02	0.00	
1	13	2.68E+00	4.53E-02	0.00	
1	14	2.64E+00	5.00E-02	0.00	
1	15	2.60E+00	5.46E-02	0.00	
1	16	2.56E+00	5.94E-02	0.00	
1	17	2.52E+00	6.41E-02	0.00	
1	18	2.48E+00	6.89E-02	0.00	

1	19	2.44E+00	7.37E-02	0.00
1	20	2.40E+00	7.84E-02	0.00
1	21	2.35E+00	8.32E-02	0.00
1	22	2.31E+00	8.79E-02	0.00
1	23	2.27E+00	9.25E-02	0.00
1	24	2.22E+00	9.71E-02	0.00
1	25	2.18E+00	1.02E-01	0.00
1	26	2.13E+00	1.06E-01	0.00
1	27	2.09E+00	1.11E-01	0.00
1	28	2.04E+00	1.15E-01	0.00
1	29	1.99E+00	1.19E-01	0.00
1	30	1.95E+00	1.23E-01	0.00
1	31	1.90E+00	1.28E-01	0.00
1	32	1.86E+00	1.32E-01	0.00
1	33	1.81E+00	1.35E-01	0.00
1	34	1.77E+00	1.39E-01	0.00
1	35	1.72E+00	1.43E-01	0.00
1	36	1.67E+00	1.46E-01	0.00
1	37	1.63E+00	1.50E-01	0.00
1	38	1.58E+00	1.53E-01	0.00
1	39	1.54E+00	1.56E-01	0.00
1	40	1.49E+00	1.59E-01	0.00
1	41	1.45E+00	1.62E-01	0.00
1	42	1.40E+00	1.64E-01	0.00
1	43	1.36E+00	1.67E-01	0.00
1	44	1.31E+00	1.69E-01	0.00
1	45	1.27E+00	1.71E-01	0.00
1	46	1.23E+00	1.73E-01	0.00
1	47	1.18E+00	1.74E-01	0.00
1	48	1.14E+00	1.76E-01	0.00
1	49	1.10E+00	1.77E-01	0.00
1	50	1.06E+00	1.78E-01	0.00
1	51	1.02E+00	1.79E-01	0.00
1	52	9.76E-01	1.79E-01	0.00
1	53	9.37E-01	1.80E-01	0.00
1	54	8.97E-01	1.80E-01	0.00
1	55	8.58E-01	1.80E-01	0.00
1	56	8.20E-01	1.79E-01	0.00
1	57	7.82E-01	1.79E-01	0.00
1	58	7.46E-01	1.78E-01	0.00
1	59	7.09E-01	1.77E-01	0.00
---	----	----------	----------	------
1	60	6.74E-01	1.75E-01	0.00
1	61	6.39E-01	1.74E-01	0.00
1	62	6.05E-01	1.72E-01	0.00
1	63	5.71E-01	1.70E-01	0.00
1	64	5.39E-01	1.68E-01	0.00
1	65	5.07E-01	1.65E-01	0.00
1	66	4.76E-01	1.63E-01	0.00
1	67	4.45E-01	1.60E-01	0.00
1	68	4.16E-01	1.56E-01	0.00
1	69	3.88E-01	1.53E-01	0.00
1	70	3.60E-01	1.49E-01	0.00
1	71	3.33E-01	1.46E-01	0.00
1	72	3.07E-01	1.42E-01	0.00
1	73	2.82E-01	1.37E-01	0.00
1	74	2.58E-01	1.33E-01	0.00
1	75	2.35E-01	1.28E-01	0.00
1	76	2.13E-01	1.23E-01	0.00
1	77	1.92E-01	1.18E-01	0.00
1	78	1.72E-01	1.13E-01	0.00
1	79	1.53E-01	1.07E-01	0.00
1	80	1.35E-01	1.02E-01	0.00
1	81	1.18E-01	9.61E-02	0.00
1	82	1.02E-01	9.01E-02	0.00
1	83	8.75E-02	8.40E-02	0.00
1	84	7.38E-02	7.78E-02	0.00
1	85	6.12E-02	7.14E-02	0.00
1	86	4.98E-02	6.48E-02	0.00
1	87	3.95E-02	5.82E-02	0.00
1	88	3.03E-02	5.13E-02	0.00
1	89	2.24E-02	4.44E-02	0.00
1	90	1.56E-02	3.73E-02	0.00
1	91	1.00E-02	3.01E-02	0.00
1	92	5.66E-03	2.28E-02	0.00
1	93	2.52E-03	1.53E-02	0.00
1	94	6.33E-04	7.71E-03	0.00

Tabella 3: File importazione geometria per analisi CFD

In modo analogo si costruiscono i file delle coordinate geometriche per i profili che presentano la deflessione dell'alettone.

4.4 Dominio di calcolo

Il dominio di calcolo, all'interno del quale si trova immerso il profilo aerodinamico, è di estrema importanza per la corretta impostazione del calcolo fluidodinamico. Considerando che ad un dominio di dimensioni maggiori corrisponde un incremento del numero di celle e dell'onere computazionale richiesto al calcolatore, è fondamentale individuare quale sia la dimensione minima del dominio per evitare che si presentino gli effetti di parete, causa di falsificazione dei risultati ottenuti.



Figura 32: Dominio di calcolo computazionale

In Figura 32 è possibile osservare le dimensioni e la forma del dominio computazionale considerato, esso è composto da un *inlet* semicircolare unito alle due pareti orizzontali laterali al profilo, alle quali sono associate condizioni di flusso libero, e da un outlet (la parete di destra) a cui è stata associata una condizione di *pressure outlet*. Il raggio di curvatura del semicerchio d'ingresso è pari a 15 volte la corda, mentre per quanto riguarda la dimensione delle due pareti laterali di *inlet* si ha una lunghezza 58 di 20 la lunghezza di riferimento c. Questi valori son stati scelti considerando degli studi condotti da altri autori per valutare l'effetto dell'estensione del dominio di calcolo sui risultati.

Inoltre, nella fase iniziale di lavoro è stato condotto uno studio di validazione [32] della griglia confrontando i dati ottenuti e quelli sperimentali forniti dalla Nasa per il NACA 0012, che confermano la bontà della mesh e del dominio di calcolo.

Ottenuto il dominio di calcolo, si è applicata una trasformazione di tipo booleana per rimuovere la geometria del profilo dal dominio stesso (Figura 33), successivamente si è definita come fluida la tipologia di dominio.



Figura 33: Intersezione del profilo con il dominio di calcolo

4.5 Generazione della mesh

La fase di generazione della mesh è quella più importante tra tutte le attività previste da una simulazione numerica, in quanto mesh mal costruite possono influenzare negativamente il calcolo numerico e portare a considerazioni errate.

Non sempre una maggior risoluzione della griglia porta a benefici sulla precisione dei risultati; spesso è necessario trovare dei valori di compromesso per l'infittimento delle celle della mesh. Griglie grossolane non permettono una chiara comprensione di ciò che si instaura nel campo di moto, fornendo dei risultati approssimativi ed errati, mentre griglie estremamente fitte che introducono una risoluzione esasperata delle celle, possono causare problemi di instabilità in alcuni punti critici del dominio, senza tralasciare l'aspetto legato alla potenza di calcolo disponibile e alle tempistiche di durata della simulazione. Risulta chiaro perciò che il tempo da dedicare all'attività di generazione della mesh è notevole e che non è un processo semplice e lineare.

La logica seguita in generale dai software per il calcolo computazionale fluidodinamico consiste nell'avere un controllo generico sulle dimensioni delle celle all'interno del dominio di calcolo, specificando determinate leggi di variazione:

Element Size	6.915E-2 m
Growth Rate	1.2
Capture curvature minimum size	6.915E-2 m
Capture curvature Normal Angle	18°

Tabella 4: General Sizing Mesh

Si definisce una dimensione dell'elemento di base e il fattore di crescita globale. L'obiettivo è cercare di infittire la griglia solo nelle zone che lo richiedono come ad esempio il bordo di attacco e i punti che presentano discontinuità geometriche, quali ad esempio la variazione di geometria generata dalla deflessione della superficie mobile. Inoltre, sono previste delle logiche di infittimento della griglia basate sulla curvatura degli oggetti presenti nel dominio. Particolare attenzione va fatta anche per lo studio della scia che si genera a valle del profilo.

Si sono utilizzate celle di tipo triangolari per avere una maggiore flessibilità di adattamento della mesh sul profilo.



Figura 34: Esempio Mesh attorno al profilo

4.5.1 Custom Sizing airfoil

Per ottenere un mesh come quella presentata in Figura 34, è necessario definire ulteriori controlli sule dimensioni delle celle. Attività che viene svolta soprattutto nella zona del profilo in quanto rappresenta la zona di interesse in cui si sviluppano le risultanti aerodinamiche.

Il raffinamento della mesh sul profilo è strettamente correlato alle dimensioni della geometria; considerata la lunghezza della corda rispetto alle dimensioni complessive del dominio, risulta chiaro come ci debbano essere dei controlli specifici sulla superficie del profilo. Ciò viene realizzato con quanto segue:

Edge Sizing								
Geometry selection	Airfoil Edges							
Туре	Number of divions							
N° division	300							
Behavior	Hard							
Bias Type								
Bias Factor	50							

Tabella 5: Esempio Edge Sizing sul profilo

Inflation							
Geometry selection	Domain Face						
Boundary	Airfoil Edges						
Inflation Option	First Layer Thickness						
First Layer Height	1e-5 m						
Maximum Layers	48						
Growth Rate	1.2						

Tabella 6: Esempio Inflation



Figura 35: Infittimento al bordo d'attacco

Mediante l'utilizzo di un *Edge Sizing* è stato possibile infittire la mesh sul profilo, nello specifico dell'esempio riportato si è suddiviso il profilo in 300 elementi di lunghezza variabile, in quanto è stato introdotto un *bias* che permette di concentrare le celle secondo il pattern desiderato. Nello specifico si sono scelti di infittire il bordo d'attacco e di fuga. Il comportamento hard implica che il programma sarà obbligato a rispettare il numero di elementi indicati sul profilo.



Figura 36: Infittimento al bordo di fuga

Inoltre, è stata inserita una feature '*inflation*' in modo da poter valutare la zona di strato limite a parete, caratterizzata da forti gradienti di velocità, con celle di forma rettangolare con dimensioni estremamente ridotte nella direzione che si estende perpendicolarmente a parete. Lo speciale comando di *sizing* prevede di specificare la logica con cui realizzarlo. Nello specifico è stato scelto di indicare l'altezza della prima cella a parete, il fattore di crescita delle celle e il numero totale di celle.

L'altezza della prima cella a parete è un parametro fondamentale per poter catturare lo strato limite che si genera sulla parete del profilo, ed è legata al parametro adimensionale y^+ utilizzato per indicare la distanza a parete dei flussi turbolenti.

$$y^+ = \frac{y \, u_\tau}{v} \qquad \qquad Eq. \ 4.13$$

$$u^+ = \frac{u}{u_\tau} \qquad \qquad Eq. \ 4.14$$

$$u_{\tau} = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \qquad \qquad Eq. \ 4.15$$

L'inner region è la zona interna dello strato limite, la quale si può suddivisa a sua volta in tre sottostrati diversi con caratteristiche specifiche:

- sotto-strato viscoso, la zona più vicina a parete, nella quale dominano gli effetti viscosi e la velocità media presenta un profilo lineare che dipende soltanto dalla densità ρ, dalla viscosità dinamica, dalla distanza da parete e dagli sforzi di attrito τ_w;
- regione logaritmica, nella quale la velocità adimensionale u⁺ presenta un profilo logaritmico e possono essere comparati gli effetti viscosi e turbolenti;
- *buffer layer*, zona di raccordo tra le due regioni in cui si concentra la maggior parte dell'energia cinetica turbolenta.



Figura 37: Suddivisione dello strato limite turbolento

Per valori di y^+ maggiori di 30 *Fluent* utilizza delle funzioni di parete basate su dei già noti profili di velocità, temperatura e proprietà turbolente per ricavare i valori del flusso delle prime celle a parete. Tuttavia, si è scelto di utilizzare un metodo detto 'low y⁺' che prevede che la risoluzione dello strato limite nella sua totalità avvenga con le equazioni di equilibrio; per questo motivo si è calcolato attraverso dei tool disponibili online il valore dell'altezza della prima cella affinché si abbia un valore y⁺ minore dell'unità.



Figura 38: Esempio Body Sizing



Figura 39: Corpo d'influenza per la scia

4.5.2 Body Sizing Domain

Per poter valutare il campo di moto a valle del profilo, ma soprattutto dell'alettone, è stato introdotto un ulteriore controllo indicato con *body sizing*. Esso permette di poter considerare un corpo estraneo al dominio di calcolo, come corpo di influenza per la mesh.

Sostanzialmente, ciò ha permesso di comunicare al generatore di mesh di voler infittire le celle nella zona in cui è presente il corpo d'interferenza, il quale è stato creato con una forma opportuna per valutare gli effetti della scia a valle dell'alettone.

4.6 Analisi dei risultati

Sono state eseguite simulazioni numeriche con diverse configurazioni geometriche, variando la deflessione della superficie di controllo, e con condizioni operative aerodinamiche, modificando il valore dell'incidenza aerodinamica vista dal profilo. Lo scopo è stato quello di generare un ulteriore set di dati che potessero essere utilizzati per la correzione del DLM. Per questo motivo si sono analizzati i test case precedentemente valutati in primis con il modello teorico DLM implementato in Nastran e successivamente con il metodo a pannelli del codice di Xfoil.

I dati di output che si volevano ricavare dalle numerose simulazioni son stati i valori di pressione sul profilo. Il software CFD Fluent permette di salvare dei file di testo contenenti la distribuzione dei coefficienti di pressione sul dorso e ventre del profilo aerodinamico.



Figura 40: Distribuzione di pressione sul profilo $a=10^{\circ} e t=10^{\circ}$

Conseguentemente, si sono importati i dati grezzi delle simulazioni in ambiente Matlab per poter accedere alla fase successiva di post processing, con la quale si sono calcolate le differenze dei coefficienti di pressione tra ventre e dorso.

Infine, il Δc_P di ogni pannello della corda è stato memorizzando in un opportuno database caratterizzato dalla stessa struttura per ogni set di dati, indipendentemente che sia Nastran, Xfoil o Fluent. Ciò ha permesso di generalizzare il problema e svincolarsi da specificità dello strumento di calcolo utilizzato.

Si riportano per completezza dei grafici di *contour* di pressione, di velocità e della viscosità turbolenta di alcune delle simulazioni effettuate.

	ANSYS 2021 Rt
10040	ACADEMIC
1.160 B	
- China Chi	
- 100000	
4.0000	
1.00x40	
- 1 March	
- 40 400 e- 40	
- A should	
- 11 March 1	

Figura 41: Contour pressione statica $\alpha = 0^{\circ} \tau = 0^{\circ}$



Figura 42: Contour velocità $\alpha = 5^{\circ} \tau = 0^{\circ}$



Figura 43: Contour turbolent viscosity $\alpha = -10^{\circ} \tau = 10^{\circ}$



Figura 44: Contour velocità $\alpha = 10^{\circ} \tau = 10^{\circ}$



Figura 45: Contour velocità statica $\alpha = -5^{\circ} \tau = 20^{\circ}$



Figura 46: Contour pressione statica $\alpha = 5^{\circ} \tau = 20^{\circ}$

CAPITOLO 5

Limiti del Doublet-Lattice Method

5.1 Introduzione

In questo capitolo vengono riportate le differenze osservate tra i risultati teorici calcolati con il Doublet-Lattice Method in Nastran e i set di dati equivalenti ottenuti mediante l'utilizzo di metodi di calcolo alternativi.

Sulla base dei risultati ottenuti, verranno evidenziati e successivamente analizzati i principali limiti della teoria DLM. Si è osservato che in alcuni dei casi studiati, tali discrepanze risultano essere estremamente elevate e di conseguenza proibitive per poter considerare i valori del DLM attendibili e utilizzabili per eventuali attività di applicative.

Le limitazioni riscontrate hanno perciò introdotto la necessità di operare con tecniche di correzione dei risultati del DLM. Vengono quindi riportate le principali metodologie presenti in letteratura che sono state proposte nel tempo da altri autori per poter effettuare la correzione.

Infine, si propone una metodologia alternativa in merito alla generazione dei coefficienti correttivi.

5.2 Confronto dei dati teorici del DLM

Lo scopo principale delle precedenti attività della Tesi consisteva nella generazione, mediante strumenti di calcolo differenti, di set di dati che potessero essere in qualche modo confrontati tra loro. La comparazione di set di dati provenienti da più metodi, a parità di test case, è ovviamente sensata solo nel caso in cui i dati siano ricavati secondo lo stesso procedimento e logica. Una delle maggiori difficoltà riscontrate durante la Tesi è stata quindi comprendere come venivano calcolati i valori di forze e momenti (pressioni) per ogni singolo pannello nel DLM e cercare di replicare la procedura anche per i dati ottenuti tramite xfoil e le simulazioni numeriche.

Una volta la stabilita la modalità di comparazione tra i diversi set di dati, è stato possibile valutare le differenze tra i tre strumenti di calcolo (Nastran, xfoil e CFD). Nello specifico si sono considerate le distribuzioni dei Δc_p lungo i box e quindi lungo la corda, per i diversi pannelli dell'ala. Considerando ad esempio una sequenza di test case con il valore di incidenza fissato pari a 10° e facendo deflettere progressivamente la superficie di controllo da un valore iniziale nullo ad un valore massimo di 20°, si sono ottenute le seguenti curve di comparazione.







Figura 48: Confronto tra metodi, $\alpha = 10^{\circ} e \tau = 5^{\circ}$



Confronto dei Δc_p sul profilo senza alettone

Figura 49: Confronto tra metodi, $\alpha = 10^{\circ} e \tau = 10^{\circ}$



Figura 50: Confronto tra metodi, $\alpha = 10^{\circ} e \tau = 20^{\circ}$

Le curve mostrano l'andamento del Δcp lungo i box aerodinamici ad una fissata sezione della semiala e per un certo test case d'esempio. Nello specifico ci si è posizionati nella sezione della semiala per cui la corda assume un valore di 2.994 m, la quale è la sezione di mezzeria dell'alettone ed anche la stazione di riferimento nelle simulazioni numeriche bidimensionali. I nodi delle curve corrispondono ai punti di controllo del box aerodinamico in accordo con quanto descritto nella teoria del DLM, 16 nodi per 16 box lungo la corda.

5.3 Limiti del DLM

Osservando con attenzione le Figure 47,48,49 e 50 risulta visivamente chiaro come le previsioni della distribuzione di pressione ottenute con il Doublet-Lattice Method si discostino da quelle di Xfoil o da quelle ottenute tramite le simulazioni CFD. Inoltre, si osserva la presenza di una buona correlazione tra i c_p generati da Xfoil e quelli calcolati con le analisi numeriche, a testimonianza del fatto che i risultati ottenuti con queste metodologie siano affidabili.

La prima grande differenza che si nota tra le curve dei singoli test case è la scarsa precisione con cui il DLM predice l'effetto della deflessione dell'alettone. Nello specifico si osserva che per piccoli valori di τ , l'effetto aerodinamico dovuto alla rotazione della superficie di controllo non risulta essere apprezzabile, ciò non accade invece nelle curve degli altri set di dati, nella quali anche per $\tau = 5^{\circ}$ si osserva comunque una discontinuità del coefficiente di pressione esattamente nella posizione in cui è situato l'alettone (¾ di corda). La discrepanza dei risultati in termini di valore numerico è attribuibile al fatto che il DLM non considera lo spessore geometrico del profilo. In sostanza viene considerata una semplice lamina piana priva di spessore, investita da una corrente con una certa incidenza.

Inoltre, si è notato che i dati del DLM presentano una traslazione verso il bordo di fuga della discontinuità di pressione indotta dalla deflessione dell'alettone. Sembrerebbe quasi che il DLM non riproducesse fedelmente la posizione lungo la corda della superficie di controllo. Tuttavia, a seguito di verifiche effettuate, si può dimostrare che questo aspetto è legato al grado di risoluzione della discretizzazione aerodinamica e viene risolto aumentando il numero di box lungo la corda.

Infine, essendo il DLM basato sul metodo dei pannelli, esso risolve le equazioni lineari del potenziale in cui si assume l'ipotesi di profili sottili e processi isentropici. Ne consegue che il DLM non è adatto a catturare i fenomeni dei flussi transonici come urti di compressione o la separazione che questi urti possono indurre sul profilo aerodinamico.

Risulta perciò chiaro che per poter migliorare l'accuratezza del Doublet-Lattice Method, così da poterlo efficacemente utilizzare nei problemi aeroelastici, si devono attuare delle tecniche di correzione.

5.4 Correzioni del DLM

5.4.1 Metodi correttivi presenti in letteratura

Negli anni sono state studiate alcune metodologie di correzione basate sul confronto dei dati teorici del DLM con dati di prove in galleria del vento o dati di simulazioni CFD. Tali metodi di correzione sono stati introdotti con l'obiettivo di ottenere uno strumento di risoluzione dei problemi aeroelastici che avesse un basso costo a livello computazionale e che potesse prevedere anche i fenomeni tipici dei flussi transonici.

Soprattutto in passato, i dati sperimentali misurati in galleria del vento rappresentavano l'unica possibilità per cercare di migliorare i modelli aeroelastici disponibili. Negli ultimi anni lo sviluppo della tecnologia e della potenza computazionale ha permesso di ottenere i dati mediante analisi numeriche, con tempistiche relativamente più brevi.

Uno dei metodi di correzione proposto è denominato '*Transonic Doublet-Lattice Method*' [20-33], il quale prevede che all'equazione differenziale di base del DLM si aggiunga un termine supplementare determinato da un campo di flusso stazionario che potrebbe essere ottenuto utilizzando CFD. Tuttavia, questo metodo non può prevedere i carichi aerodinamici nel caso di flussi che presentano separazioni indotte da urti.

Un altro gruppo di metodi di correzione si basa sull'utilizzo di fattori di correlazione o pesi per migliorare la soluzione del DLM. Questi fattori sono spesso pre- o post-moltiplicatori per il downwash o per le pressioni locali. Rodden [15] stesso ha proposto tale metodo. Jadic [19] e Brink-Spalink [6] applicano anche loro algoritmi simili per includere caratteristiche stazionarie come onde di ri-compressione nel caso instazionario.

In generale, le risposte aerodinamiche sono funzioni della forma modale e della frequenza utilizzata per l'eccitante. Pertanto, i metodi di correzione possono essere classificati anche in funzione di uno dei due parametri.

Si può utilizzare un approccio in cui ci si concentra sulla forma modale, ad esempio Baker [3] ha introdotto il concetto di equivalenza locale; nel quale viene prima selezionata una forma modale di riferimento e poi viene localmente mappata sulla forma modale reale d'interesse con fattori di equivalenza locale. La risposta del sistema alla forma modale di riferimento viene calcolata con un metodo più preciso, come la CFD.

Per quanto riguarda il parametro della frequenza e la sua influenza sui risultati, viene affrontato dai metodi 'Successive Kernel Extension Method' (SKEM) sviluppato da Chen [7] e la sua estensione, denominata 'Improved Successive Kernel Extension Method'' (iSKEM) di Thormann [30]. Entrambi i metodi si basano sull'espansione di Taylor della matrice dei coefficienti d'influenza aerodinamica (AIC). L'idea di base consiste nell'introduzione dei dati aggiuntivi caratterizzati da frequenza ridotta nulla e una successiva estrapolazione delle soluzioni con frequenza diversa.

Infine, si riporta un ulteriore metodo denominato 'CorREction of Aerodynamic Matricies' (CREAM), il quale risulta essere simile al precedente iSKEM, ma al contrario del quale permette di evitare un'espansione esplicita della matrice AIC [31].

5.4.2 Correzione del DLM e Database

Considerando quanto fatto da altri autori in merito alla calibrazione dei risultati ottenuti mediante l'applicazione del Doublet-Lattice Method, si è voluto sviluppare un metodo alternativo che prevede l'utilizzo di una rete neurale artificiale.

Nello specifico, considerata la mole di dati generati e immagazzinati in tabelle, si sono calcolati i coefficienti di correzione in ogni box per ogni singolo test case. Successivamente si sono creati dei database contenenti tali coefficienti, i quali saranno utilizzati per istruire un'intelligenza artificiale.

Lo scopo della rete neurale sarà quello di apprendere da tutti i database i fattori correttivi, in modo tale da poter in futuro fornire per certi valori di input gli output desiderati.

CAPITOLO 6

Creazione dei Database

6.1 Introduzione

Nel presente capitolo verrà illustrata la metodologia con cui sono stati calcolati i coefficienti correttivi per poter modificare la distribuzione di pressione teorica del DLM. Successivamente si descrive la logica con cui sono organizzati i database contenenti tali fattori della matrice [Wkk].

6.2 Calcolo dei fattori di correzione in Matlab

Si è deciso di sviluppare un metodo di correzione che prevede la pre-moltiplicazione della matrice dei fattori correttivi direttamente alla distribuzione di pressione del DLM. Per questo motivo è necessario confrontare la distribuzione dei coefficienti di pressione teorica con quelle target, in modo da ottenere i fattori di correlazione sperimentale per ogni set di dati (xfoil e CFD).

La prima attività da compiere consiste quindi nell'importazione dei dati grezzi in Matlab, ciò può essere eseguito con l'istruzione 'importdata' disponibile nella libreria del software; la quale permette di leggere e salvare nel workspace i valori contenuti nel file di testo (Esempio in Figura 51) in input. Successivamente si sono interpolate le distribuzioni dei Δc_p per poter poi estrapolare i valori di Δc_p . nei punti di controllo dei pannelli. Tali puti costituiscono i nodi in cui Nastran considera applicate le forze sul singolo box aerodinamico. Nello specifico si considera il valore nel nodo come un valore medio riferito a quel preciso pannello.

Così facendo si ottiene un numero di Δc_{p} pari al numero di box lungo la corda. Successivamente si sono calcolate le aree di ogni pannello e moltiplicando il Δc_{p} per la pressione dinamica pari a 1.589 *psi* e per l'area del singolo pannello si sono ottenute le forze di lift. Queste operazioni sono state fatte sia per i set di dati di xfoil, che per quelli della CFD, per ogni test case. Infine, si sono ricavati i coefficienti correttivi nel modo seguente:

$$W_{kk} = \frac{P_{ke}}{P_{kt}} \qquad \qquad Eq. \ 6.2$$

in cui P_{ke} è il vettore delle forze di lift dei set di dati 'sperimentali' (xfoil e/o CFD), mentre P_{kt} è il vettore delle forze del DLM. In questo modo si sono ricavati dei coefficienti che permetto di fare un matching della distribuzione di forze, che sono strettamente legate alle pressioni. In Figura 51 si riporta un esempio di file di dati grezzi che sarà importato in Matlab.

α [°]	-10	α [°]	-5	α [°]	0	α [°]	5	α [°]	10
х	Ср								
2.99082	0.18781	2.99082	0.22416	2.99082	0.23688	2.99082	0.24251	2.99082	0.23989
2.98259	0.21188	2.98259	0.2336	2.98259	0.23815	2.98259	0.23876	2.98259	0.2344
2.9677	0.20566	2.9677	0.22003	2.9677	0.22117	2.9677	0.22178	2.9677	0.22055
2.94862	0.20037	2.94862	0.20681	2.94862	0.20328	2.94862	0.20239	2.94862	0.20365
2.92627	0.19705	2.92627	0.19624	2.92627	0.18741	2.92627	0.18357	2.92627	0.18566
2.9012	0.1979	2.9012	0.18872	2.9012	0.17341	2.9012	0.16515	2.9012	0.16661
2.8738	0.19642	2.8738	0.18089	2.8738	0.16037	2.8738	0.14793	2.8738	0.14773
2.84434	0.19824	2.84434	0.17581	2.84434	0.1495	2.84434	0.13214	2.84434	0.12915
2.81306	0.20079	2.81306	0.17223	2.81306	0.14034	2.81306	0.11789	2.81306	0.1113
2.78016	0.20295	2.78016	0.16878	2.78016	0.13199	2.78016	0.10489	2.78016	0.09448
2.74578	0.20669	2.74578	0.16712	2.74578	0.12538	2.74578	0.09344	2.74578	0.07875
2.71007	0.21031	2.71007	0.16578	2.71007	0.1193	2.71007	0.08275	2.71007	0.06377
2.67315	0.21594	2.67315	0.16637	2.67315	0.11523	2.67315	0.07392	2.67315	0.0503
2.63513	0.2214	2.63513	0.16741	2.63513	0.11184	2.63513	0.06603	2.63513	0.03786
2.5961	0.22758	2.5961	0.16939	2.5961	0.10971	2.5961	0.0596	2.5961	0.02692
2.55617	0.23569	2.55617	0.17319	2.55617	0.10922	2.55617	0.05464	2.55617	0.01725
2.51541	0.24362	2.51541	0.17743	2.51541	0.10973	2.51541	0.05111	2.51541	0.00929
2.4739	0.25411	2.4739	0.18405	2.4739	0.11239	2.4739	0.0496	2.4739	0.00314
2.4317	0.26515	2.4317	0.1921	2.4317	0.11729	2.4317	0.05086	2.4317	-0.00013
2.38889	0.27991	2.38889	0.20385	2.38889	0.1258	2.38889	0.05558	2.38889	-0.00029
2.34553	0.29866	2.34553	0.22021	2.34553	0.13957	2.34553	0.06571	2.34553	0.0043
2.30167	0.3273	2.30167	0.24743	2.30167	0.16451	2.30167	0.08626	2.30167	0.01703
2.26802	0.36472	2.26802	0.28499	2.26802	0.19963	2.26802	0.11488	2.26802	0.03506

Figura 51: Esempio file input Matlab

6.3 Struttura del Database

I dati di input per poter accedere al database sono le coordinate del punto in cui è applicata la forza nel pannello (nodo di controllo del box), il valore di deflessione della superficie mobile τ , l'angolo d'incidenza aerodinamica α e il fattore di affidabilità della soluzione ξ , il quale assume valori diversi in funzione della fonte dei dati. Nello specifico si avranno dei valori di:

- $\xi = 0.5$ per xfoil;
- $\xi = 0.7$ per le simulazioni CFD 2D;
- $\xi = 0.9$ per le simulazioni CFD 3D;
- $\xi = 1$ nel caso di set di dati provenienti da prove in volo.

Il valore esatto di questi pesi dovrà essere determinato con dei test specifici, in modo da poter ottenere dei valori più ragionevoli. Tramite gli Input definiti dall'utente, si potrà avere in output il valore del coefficiente correttivo per il singolo pannello.

Lo scopo finale dei database è quello di poter istruire una rete neurale artificiale, la quale, apprendendo dai database stessi, potrà in futuro stimare i coefficienti correttivi senza che vi sia più la necessità di costruire un apposito modello teorico.



Figura 52: Struttura Database

Si riportano in seguito alcuni dei database generati con Matlab.

DBa1	0t20x.dat 🗵 📘	🖥 DBa10t20.dat 🗷 🚦	🖥 DBa 10t 10x.dat 🗵	3 🔚 DBa 10t 10.dat 🗵	🔚 DBa10t5x.dat 🗵	🔚 DBa 10t5.dat 🗵 📙	DBa 10t0x.dat 🗷 📙 D
1	DATABASE	α=10°	τ=20°	Xfoil	ξ=0.5		
2	x[in]	y[in]	Dcpe	Pke[lbf]	Dcpt	Pkt[lbf]	Wkk
3	35.73086	428.50000	1.43961	168.52741	3.58502	419.67955	0.40156
4	28.36367	428.50000	0.78659	92.08226	1.38365	161.97656	0.56849
5	20.99648	428.50000	0.45126	52.82669	0.74901	87.68273	0.60248
6	13.62930	428.50000	0.22043	25.80445	0.39901	46.71034	0.55244
7	6.26211	428.50000	0.03827	4.48041	0.16610	19.44392	0.23043
8	-1.10508	428.50000	-0.11638	-13.62392	-0.00238	-0.27811	48.98829
9	-8.47227	428.50000	-0.25824	-30.23102	-0.12947	-15.15632	1.99461
10	-15.83945	428.50000	-0.40306	-47.18450	-0.22740	-26.62019	1.77251
11	-23.20664	428.50000	-0.55869	-65.40234	-0.30354	-35.53420	1.84055
12	-30.57383	428.50000	-0.74934	-87.72077	-0.36304	-42.49965	2.06404
13	-37.94102	428.50000	-1.02956	-120.52546	-0.41059	-48.06556	2.50752
14	-45.30820	428.50000	-1.52127	-178.08637	-0.45430	-53.18204	3.34862
15	-52.67539	428.50000	-1.21186	-141.86563	-0.54392	-63.67329	2.22802
16	-60.04258	428.50000	-0.65179	-76.30159	-0.42646	-49.92303	1.52838
17	-67.40977	428.50000	-0.31120	-36.43109	-0.34726	-40.65165	0.89618
18	-74.77695	428.50000	-0.00461	-0.53931	-0.23983	-28.07594	0.01921
19							

Figura 53: DBa10t20 xfoil

🔚 DBa	10t20x.dat 🗷	🔚 DBa 10t20.dat 🔀	🔚 DBa10t10x.dat 🗵	📙 DBa 10t 10.dat 🗵	🔚 DBa10t5x.dat 🗷	🔚 DBa10t5.dat 🗵	🔚 DBa 10t0x.dat 🗵 📒
1	DATABASI	C α=10°	τ=20°	cfd	ξ=0.7		
2	x[in]	y[in]	Dope	Pke[lbf]	Dcpt	Pkt[lbf]	Wkk
3	35.73080	5 428.50000	1.62592	190.33816	3.58502	419.67955	0.45353
4	28.36367	428.50000	0.93618	109.59376	1.38365	161.97656	0.67660
5	20.99648	428.50000	0.57593	67.42146	0.74901	87.68273	0.76893
6	13.62930	428.50000	0.33356	39.04838	0.39901	46.71034	0.83597
7	6.26211	428.50000	0.14170	16.58791	0.16610	19.44392	0.85312
8	-1.10508	428.50000	-0.01469	-1.72012	-0.00238	-0.27811	6.18514
9	-8.47227	428.50000	-0.16670	-19.51498	-0.12947	-15.15632	1.28758
10	-15.8394	428.50000	-0.30894	-36.16585	-0.22740	-26.62019	1.35859
11	-23.2060	54 428.50000	-0.46299	-54.19999	-0.30354	-35.53420	1.52529
12	-30.5738	33 428.50000	-0.64263	-75.22865	-0.36304	-42.49965	1.77010
13	-37.9410	428.50000	-0.89760	-105.07692	-0.41059	-48.06556	2.18612
14	-45.3082	428.50000	-1.39717	-163.55899	-0.45430	-53.18204	3.07546
15	-52.6753	428.50000	-1.04731	-122.60270	-0.54392	-63.67329	1.92550
16	-60.0425	58 428.50000	-0.51000	-59.70262	-0.42646	-49.92303	1.19589
17	-67.4093	77 428.50000	-0.20698	-24.23061	-0.34726	-40.65165	0.59605
18	-74.7769	95 428.50000	0.00751	0.87933	-0.23983	-28.07594	-0.03132
19							

Figura 54: DBa10t20 cfd

📇 DBa1	0t20x.dat 🛛	📇 DBa 10t 20.dat 🗵	🔚 DBa10t10x.dat 🗵	🔚 DBa 10t 10.dat 🗵	🔚 DBa 10t5x.dat 🗵	📇 DBa 10t5.dat 🗵 📔	DBa10t0x.dat 🗵 📔
1	DATABASE	α=10°	τ=10°	Xfoil	ξ=0.5		
2	x[in]	y[in]	Dcpe	Pke[lbf]	Dcpt	Pkt[lbf]	Wkk
3	35.73086	428.50000	2.91886	341.69576	3.60025	421.46127	0.81074
4	28.36367	428.50000	1.81856	212.88950	1.39126	162.86754	1.30713
5	20.99648	428.50000	1.30006	152.19147	0.75523	88.41013	1.72143
6	13.62930	428.50000	0.96991	113.54232	0.40513	47.42624	2.39408
7	6.26211	428.50000	0.72679	85.08170	0.17283	20.23281	4.20513
8	-1.10508	428.50000	0.53318	62.41641	0.00560	0.65527	95.25284
9	-8.47227	428.50000	0.36984	43.29464	-0.11961	-14.00223	-3.09198
10	-15.8394	5 428.50000	0.22212	26.00285	-0.21485	-25.15185	-1.03383
11	-23.2066	4 428.50000	0.08110	9.49450	-0.28723	-33.62450	-0.28237
12	-30.5738	3 428.50000	-0.07190	-8.41738	-0.34133	-39.95730	0.21066
13	-37.9410	2 428.50000	-0.26081	-30.53167	-0.38063	-44.55824	0.68521
14	-45.3082	0 428.50000	-0.53126	-62.19224	-0.40965	-47.95603	1.29686
15	-52.6753	9 428.50000	-0.44048	-51.56412	-0.45291	-53.01957	0.97255
16	-60.0425	8 428.50000	-0.23422	-27.41913	-0.38393	-44.94518	0.61006
17	-67.4097	7 428.50000	-0.12814	-15.00122	-0.32183	-37.67547	0.39817
18	-74.7769	5 428.50000	-0.03422	-4.00575	-0.22607	-26.46433	0.15136
19							

Figura 55: DBa10t10 xfoil

🔚 DBa	10t20x.dat 🗵	🔚 DBa10t20.dat 🗵	📙 DBa 10t 10x.dat 🗵	🗄 🔚 DBa 10t 10.dat 🗵	🗄 DBa 10t5x.dat 🗷	🔚 DBa 10t5.dat 🔀	🔚 DBa 10t0x.dat 🗷 📔
1	DATABASE	α=10°	τ=10°	Cfd	ξ=0.7		
2	x[in]	y[in]	Dope	Pke[lbf]	Dcpt	Pkt[lbf]	Wkk
3	35.73086	428.50000	2.78178	325.64773	3.60025	421.46127	0.77266
4	28.36367	428.50000	1.76227	206.29963	1.39126	162.86754	1.26667
5	20.99648	428.50000	1.26768	148.40096	0.75523	88.41013	1.67855
6	13.62930	428.50000	0.94959	111.16321	0.40513	47.42624	2.34392
7	6.26211	428.50000	0.70917	83.01861	0.17283	20.23281	4.10317
8	-1.10508	428.50000	0.52138	61.03499	0.00560	0.65527	93.14466
9	-8.47227	428.50000	0.36512	42.74320	-0.11961	-14.00223	-3.05260
10	-15.8394	428.50000	0.21774	25.48942	-0.21485	-25.15185	-1.01342
11	-23.2066	428.50000	0.08343	9.76665	-0.28723	-33.62450	-0.29046
12	-30.5738	428.50000	-0.06802	-7.96328	-0.34133	-39.95730	0.19929
13	-37.9410	2 428.50000	-0.25368	-29.69660	-0.38063	-44.55824	0.66647
14	-45.3082	428.50000	-0.56751	-66.43503	-0.40965	-47.95603	1.38533
15	-52.6753	428.50000	-0.42520	-49.77628	-0.45291	-53.01957	0.93883
16	-60.0425	428.50000	-0.22187	-25.97368	-0.38393	-44.94518	0.57790
17	-67.4097	428.50000	-0.11461	-13.41706	-0.32183	-37.67547	0.35612
18	-74.7769	428.50000	-0.02334	-2.73248	-0.22607	-26.46433	0.10325
19							

Figura 56: DBa10t10 cfd

DBai	10t20x.dat 🗵 🔚	DBa10t20.dat 🗷 📙	DBa10t10x.dat 🗵) 🔚 DBa 10t 10.dat 🗵	🔚 DBa 10t5x.dat 🔀	🔚 DBa 10t5.dat 🗵 📙	DBa10t0x.dat 🗷 📙
1	DATABASE	α=10°	τ=5°	Xfoil	ξ=0.5		
2	x[in]	y[in]	Dope	Pke[lbf]	Dcpt	Pkt[lbf]	Wkk
3	35.73086	428.50000	3.70700	433.95799	3.60785	422.35214	1.02748
4	28.36367	428.50000	2.35241	275.38362	1.39507	163.31297	1.68623
5	20.99648	428.50000	1.73754	203.40463	0.75833	88.77384	2.29127
6	13.62930	428.50000	1.35343	158.43897	0.40819	47.78419	3.31572
7	6.26211	428.50000	1.07789	126.18290	0.17620	20.62728	6.11728
8	-1.10508	428.50000	0.86422	101.16986	0.00958	1.12196	90.17250
9	-8.47227	428.50000	0.68848	80.59720	-0.11468	-13.42518	-6.00344
10	-15.83945	428.50000	0.53789	62.96806	-0.20858	-24.41768	-2.57879
11	-23.20664	428.50000	0.40082	46.92134	-0.27907	-32.66965	-1.43624
12	-30.57383	428.50000	0.26984	31.58900	-0.33047	-38.68612	-0.81655
13	-37.94102	428.50000	0.12240	14.32875	-0.36565	-42.80459	-0.33475
14	-45.30820	428.50000	-0.06525	-7.63901	-0.38733	-45.34303	0.16847
15	-52.67539	428.50000	-0.05913	-6.92150	-0.40740	-47.69270	0.14513
16	-60.04258	428.50000	-0.00711	-0.83212	-0.36267	-42.45624	0.01960
17	-67.40977	428.50000	-0.00668	-0.78214	-0.30912	-36.18736	0.02161
18	-74.77695	428.50000	-0.01480	-1.73256	-0.21918	-25.65853	0.06752
19							

Figura 57: DBa10t5 xfoil

DBa1	0t20x.dat 🗷 📙	DBa10t20.dat 🗵 🚦	🖥 DBa 10t 10x.dat 🛽	3 🔚 DBa 10t 10.dat 🗷	📙 DBa 10t5x.dat 🔀	🔚 DBa 10t5.dat 🔀	🔚 DBa 10t0x.dat 🗵 📒
1	DATABASE	α=10°	τ=5°	cfd	ξ=0.7		
2	x[in]	y[in]	Dcpe	Pke[lbf]	Dcpt	Pkt[lbf]	Wkk
3	35.73086	428.50000	3.43064	401.60621	3.60785	422.35214	0.95088
4	28.36367	428.50000	2.20696	258.35676	1.39507	163.31297	1.58197
5	20.99648	428.50000	1.63954	191.93163	0.75833	88.77384	2.16203
6	13.62930	428.50000	1.27934	149.76598	0.40819	47.78419	3.13422
7	6.26211	428.50000	1.01658	119.00591	0.17620	20.62728	5.76935
8	-1.10508	428.50000	0.81154	95.00232	0.00958	1.12196	84.67538
9	-8.47227	428.50000	0.64290	75.26048	-0.11468	-13.42518	-5.60592
10	-15.83945	428.50000	0.49938	58.45925	-0.20858	-24.41768	-2.39414
11	-23.20664	428.50000	0.36802	43.08212	-0.27907	-32.66965	-1.31872
12	-30.57383	428.50000	0.24022	28.12079	-0.33047	-38.68612	-0.72690
13	-37.94102	428.50000	0.10105	11.82897	-0.36565	-42.80459	-0.27635
14	-45.30820	428.50000	-0.09567	-11.19925	-0.38733	-45.34303	0.24699
15	-52.67539	428.50000	-0.07302	-8.54853	-0.40740	-47.69270	0.17924
16	-60.04258	428.50000	-0.02385	-2.79207	-0.36267	-42.45624	0.06576
17	-67.40977	428.50000	-0.01982	-2.32026	-0.30912	-36.18736	0.06412
18	-74.77695	428.50000	-0.01531	-1.79173	-0.21918	-25.65853	0.06983
19							

Figura 58: DBa10t5 cfd

DBa1	l 0t20x.dat 🗷 🚦	DBa10t20.dat 🗵	📙 DBa 10t 10x.dat 🛛	🗷 🔚 DBa 10t 10.dat 🗷	🔚 DBa 10t5x.dat 🗵	🔚 DBa 10t5.dat 🗵	🔚 DBa 10t0x.dat 🗵 📔
1	DATABASE	α=10°	τ=0°	Xfoil	ξ=0.5		
2	x[in]	y[in]	Dcpe	Pke[lbf]	Dcpt	Pkt[lbf]	Wkk
3	35.73086	428.50000	4.51650	528.72242	3.61546	423.24300	1.24922
4	28.36367	428.50000	2.88547	337.78661	1.39887	163.75852	2.06271
5	20.99648	428.50000	2.16860	253.86631	0.76144	89.13754	2.84803
6	13.62930	428.50000	1.72938	202.44872	0.41124	48.14215	4.20523
7	6.26211	428.50000	1.42072	166.31550	0.17957	21.02173	7.91160
8	-1.10508	428.50000	1.18667	138.91689	0.01357	1.58865	87.44350
9	-8.47227	428.50000	1.00000	117.06496	-0.10975	-12.84813	-9.11144
10	-15.83945	428.50000	0.84544	98.97157	-0.20231	-23.68349	-4.17893
11	-23.20664	428.50000	0.71379	83.55941	-0.27092	-31.71480	-2.63471
12	-30.57383	428.50000	0.59899	70.12014	-0.31961	-37.41495	-1.87412
13	-37.94102	428.50000	0.49432	57.86717	-0.35067	-41.05093	-1.40964
14	-45.30820	428.50000	0.39604	46.36220	-0.36501	-42.73003	-1.08500
15	-52.67539	428.50000	0.30183	35.33356	-0.36190	-42.36583	-0.83401
16	-60.04258	428.50000	0.20543	24.04900	-0.34141	-39.96732	-0.60172
17	-67.40977	428.50000	0.10322	12.08395	-0.29641	-34.69927	-0.34825
18	-74.77695	428.50000	0.01137	1.33057	-0.21230	-24.85272	-0.05354
19							

Figura 59: DBa10t0 xfoil

DBa	10t20x.dat 🗵 🔡	DBa10t20.dat 🗵 🚦	DBa10t10x.dat 🗵	📙 DBa 10t 10.dat 🗵	🔚 DBa 10t5x.dat 🗷	🗧 DBa 10t5.dat 🗵	🔚 DBa 10t0x.dat 🔀 🔚 DBa 10t0.dat
1	DATABASE	α=10°	τ=0°	cfd	ξ=0.7		
2	x[in]	y[in]	Dope	Pke[lbf]	Dcpt	Pkt[lbf]	Wkk
3	35.73086	428.50000	3.92103	459.01419	3.61546	423.24300	1.08452
4	28.36367	428.50000	2.58940	303.12663	1.39887	163.75852	1.85106
5	20.99648	428.50000	1.96199	229.67997	0.76144	89.13754	2.57669
6	13.62930	428.50000	1.56822	183.58341	0.41124	48.14215	3.81336
7	6.26211	428.50000	1.29297	151.36135	0.17957	21.02173	7.20023
8	-1.10508	428.50000	1.07182	125.47274	0.01357	1.58865	78.98086
9	-8.47227	428.50000	0.89918	105.26231	-0.10975	-12.84813	-8.19281
10	-15.83945	428.50000	0.74988	87.78456	-0.20231	-23.68349	-3.70657
11	-23.20664	428.50000	0.62779	73.49228	-0.27092	-31.71480	-2.31729
12	-30.57383	428.50000	0.51988	60.85979	-0.31961	-37.41495	-1.62662
13	-37.94102	428.50000	0.41943	49.10046	-0.35067	-41.05093	-1.19609
14	-45.30820	428.50000	0.32335	37.85305	-0.36501	-42.73003	-0.88587
15	-52.67539	428.50000	0.23234	27.19881	-0.36190	-42.36583	-0.64200
16	-60.04258	428.50000	0.14481	16.95221	-0.34141	-39.96732	-0.42415
17	-67.40977	428.50000	0.06289	7.36244	-0.29641	-34.69927	-0.21218
18	-74.77695	428.50000	0.00707	0.82747	-0.21230	-24.85272	-0.03329
19							

Figura 60: DBa10t0 cfd

Conclusioni

Nel presente lavoro di tesi, realizzato in collaborazione con Leonardo Company – Aircraft Division, è stata sviluppata una metodologia di correzione del Doublet-Lattice Method, che permettesse di calibrare i risultati teorici attraverso la comparazione con set di dati ottenuti con strumenti più accurati, come ad esempio le simulazioni numeriche CFD. Al termine del lavoro si è sviluppato un algoritmo in Matlab in grado di operare in maniera generalizzata e che in funzione dei set di dati in input, restituisca come output i valori dei coefficienti correttivi.

Inoltre, i fattori di correzione $[W_{kk}]$ sono stati immagazzinati in numerosi database con lo scopo di poter essere utilizzati per addestrare una rete neurale artificiale, con cui in futuro stimare i valori di tali coefficienti.

Per sviluppi futuri di tale lavoro si prevede di utilizzare i risultati di simulazioni CFD 3D come dataset di riferimento per i dati sperimentali, e di migliorare la discretizzazione del modello DLM della semiala, nell'ottica di incrementare l'affidabilità delle predizioni di tale modello.

Bibliografia

- [1] Ashley, H., and Rowe, W. S., "On the Unsteady Aerodynamic Loading of Wings with Control Surfaces," Z. Flugwiss, Band 18, Heft 9/I0, September/Oktober 238gl IO. 11. 12. 13. 14. 15. 1970, pp. 321-330.
- [2] Ashley, H., "Some Considerations Relative to the Prediction of Unsteady Air Loads on Interfering Surfaces," AGARD-CP-80-TI, Paper No. I, AGARD Symposium on Unsteady Aerodynamics for Aeroelastic Analyses of Interfering Surfaces, T_nsberg, Norway, 3-4 November 1970.
- Baker, M.L.: CFD Based Corrections for Linear Aerodynamic Methods. In: AGARD SMP Meeting on Numerical Unsteady Aerodynamic and Aeroelastic Simulation, pp. 8/1–8/12 (1997). (AGARD-R-822)
- [4] Bergh, H., "Some Aspects of Unsteady Pressure Measurements," AGARD Report 498 Part II, 1965; also Rept. NLR MP.227, National Aerospace Lab., Amsterdam, The Netherlands, 1964.
- [5] Bergh, H., and Zwaan, R. J., "A Method for Estimating Unsteady Pressure Distributions for Arbitrary Vibration Modes from Measured Distributions for One Single Mode," Rept. NLR-TR-F.250, National Aerospace Lab., Amsterdam, The Netherlands, February 1966.
- [6] Brink-Spalink, J., Bruns, J.M.: Correction of unsteady aerodynamic influence coefficients using experimental or CFD data. In: International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (2001). IFASD-2001-034
- [7] Chen, P.C., Silva, R.G.A., Liu, D.D.: Transonic AIC weighting method using successive Kernel expansion. In: 46th Structures, Structural Dynamics & Materials Conference (2005). AIAA 2005–1991.
- [8] Dewey H. Hodges, G. Alvin Pierce, Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity
- [9] Edward, A. and William P. Rodden A Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows Northrop Corporation, Nor air Division, Hawthorne, Calif.
- [10] Falkner, V. M., "The Calculation of Aerodynamic Loading on Surfaces of Any Shape," R&M 1910, 1943, British Aeronautical Research Council.

- [11] Felippa, Carlos A., A Historical Outline of Matrix Structural Analysis: A Play in Three Acts, in Computers & Structures (Volume 79, Issue 14, June 2001, Pages 1313-1324), giugno 2001
- [12] Forsching, H., Triebstein, H., and Wagener, J., "Pressure Measurements on an Harmonically Oscillating Swept Wing with Two Control Surfaces in Incompressible Flow," AGARD-CP-80-71, Paper No. 15, AGARD Symposium on 23917. 18. 19. 20. Unsteady Aerodynamics for Aeroelastic Analyses of Interfering Surfaces, T nsberg, Norway, 3-4 November 1970.
- [13] Giesing, J. P., Kalman, T. P., Rodden, W. P., "Subsonic Steady and Oscillatory Aerodynamics for Multiple Interfering Wings and Bodies," Journal of Aircraft, Vol. 9, No. 10, Oct. 1972.
- [14] Giesing, J. P., Kalman, T. P., "Oscillatory Supersonic Lifting Surface Theory Using a Finite Element Doublet Representation," AIAA Paper No. 75-761 presented Denver, Colo. May 1975.
- [15] Giesing, J.P., Kalman, T.P., Rodden, W.P.: Correction factor techniques for improving aerodynamic prediction methods. Tech. Rep. (1976)
- [16] Hedman, S. G., "Vortex Lattice Method for Calculation of Quasi Steady State Loadings on Thin Elastic Wings," Kept. 105, Oct. 1965, Aeronautical Research Institute of Sweden.
- [17] Hertrich, H., "Pressure distribution measurements on half-wing models with rudders r, Ii in stationary subsonic flow", report 66J12, Aerodynamische Versuchsanstalt, Gottingen, 23 December 1966.
- [18] Hertrich, H., "For the experimental testing of unsteady three-dimensional wing theories with incompressible flow," report 67J02, Aeroii, dynamic research institute, Gottingen, 25 Mar. 1967.
- [19] Jadic, I., Hartley, D., Giri, J.: An enhanced correction factor technique for aerodynamic influence coefficient methods. In: MSC Aerospace User's Conference (1999)
- [20] Lu, S., Voss, R.: TDLM A transonic doublet lattice method for 3D-potential unsteady transonic flow calculation and its application to transonic flutter prediction. In: International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD), Strasbourg (1993)
- [21] MSC.Nastran Version 68 Aeroelastic Analysis User's Guide

- [22] Revell, J. D., and Rodden, W. P., "A Rational Method for Utilizing Experimental Aerodynamic Data in Flutter Analyses Through the Use of Aerodynamic Influence Coefficient Matrices", North American Aviation, Inc., Report NA-59-867, 30 January 1959.
- [23] Rodden, W. P., "An Empirical Weighting Matrix for Use with Aerodynamic Influence Coefficients in Aeroelastic Analyses," Northrop Corp., Report NOR-59-320, 1 April 1959.
- [24] Rodden, W. P., and Revell, J. D., "The Status of Unsteady Aerodynamic Influence Coefficients," Paper FF-33, presented to IAS 30th Annual Meeting, 20-24 January 1962; preprinted as Rept. TDR-930(2230-O9)TN-2, 22 November 1961, Aerospace Corp., El Segundo, Ca. 4.
- [25] Rodden, W. P., "Comment on 'Convergence Proof of Discrete-Panel Wing Loading Theories'", J. Aircraft, Vol. 9, No. 9, September 1972, pp. 686-688.
- [26] Rowe, W. S., Winther, B. A., and Redman, M. C., "Unsteady Subsonic Aerodynamic Loadings Caused by Control Surface Motions," J. Aircr., Vol. II, No. 1, January 1974, pp. 45-54.
- [27] Schmeer, J. W., "The Effect of Leading-Edge Droop upon the Pressure Distribution and Aerodynamic Loading Characteristics of a 450 Sweptback Wing at Transonic Speeds," NACA TM RM L55116, Nov. 1955.
- [28] Surya Surampudi. Procedure to match experimental and analytical aerodynamic data for a commercial aircraft. Mark Richardson. Dayton Hartley. AIAA,NASA and ISSMO, Symposium on Multidisciplinary Analysis and optimization. 1996
- [29] Surya Surampudi Application of a correction factor methodology for aircraft dynamic gust analysis Raytheon Aircraft Co., Wichita, KS Mark Richardson Raytheon Aircraft Co., Wichita, KS Mike Whittaker Raytheon Aircraft Co., Wichita, KS Dayton Hartley Raytheon Aircraft Co., Wichita, KS AIAA, Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 35th, Reno, NV, Jan. 6-9, 1997
- [30] Thormann, R.: Extension of the subsonic doublet lattice method in transonic region using successive Kernel expansion. In: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (2009)
- [31] Thormann R. Correction of aerodynamic influence matrices for transonic flow.• Diliana Dimitrov Received: 31 January 2014 / Revised: 23 May 2014 / Accepted: 26 May 2014 / Published online: 22 June 2014 Deutsches Zentrum fu"r Luft- und Raumfahrt e.V. 2014

- [32] TURBULENCE MODEL NUMERICAL ANALYSIS 2D NACA 0012 Airfoil Validation Case
- [33] Voß, R., Brendes, G.: Transonic flutter calculations for a low wing transport aircraft using transonic doublet lattice method. In: International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) (2001)
Appendice A

```
%% ALGORITMO DI CORREZIONE DEL DLM - ORAZI EDOARDO S263225
clear
close all
clc
% GUIDA
% Nella cartella contenente lo script devono esserci i file di input per
% effettuare correttamente l'importazione dei dati: t0a10, t20a10 (xfoil);
% cpxt0a20, cpxt20a10 (cfd); sol144.f06 (nastran).
\% Siccome la porzione di ala che si estende dalla radice ad una y/b = 0.74
%(quella non interessata dall'alettone, b = semiapertura alare) ha una
% pannellizzazione in x differente rispetto alla porzione di semiala che va
da y/b = 0.74 a y/b = 0.974 (con alettone), si ricavano i dati rispettando
% il diverso numero di nodi
% Il codice presenta la seguente struttura: script 'CORRECTION' che è il
% main dello stesso, il quale richiama le funzioni di subroutine 'experimen
%tal dcp', 'dcp vector wing', 'calcolo area pannelli', 'calcolo PK' e 'dlm
% dcp'.
% In output il programma/algoritmo fornisce i carichi per ogni singolo
% pannello, con cui calcola e genera la scheda 'BAH FACTOR.dat' contenente
% la matrice di correzione [WKK] implementata in nastran. Si precisa che è
% già scritta nel formato voluto da nastran.
% WARNING: assicurarsi del pathfile in fase di lettura, scrittura e
% importazione dei dati grezzi di partenza
ç______ç
% DATI SPERIMENTALI - xfoil & CFD
% Importazione dati di partenza porzione semiala con alettone, a = aileron
% dati grezzi x[m] Cp, dorso e poi ventre
xfoil a = importdata('C:\Users\Edoardo\Desktop\subroutine\Xfoil\t20a10');
cfd a = importdata('C:\Users\Edoardo\Desktop\subroutine\Cfd\cpxt20a10');
% Importazione dati di partenza porzione semiala senza alettone
xfoil = importdata('C:\Users\Edoardo\Desktop\subroutine\Xfoil\t0a10');
cfd = importdata('C:\Users\Edoardo\Desktop\subroutine\Cfd\cpxt0a10');
% Calcolo Dcp sperimentali - porzione semiala con alettone
[x a(:,1), x a(:,2)] = experimental dcp(xfoil a,16,2.994,'xdcp a.txt');
[c a(:,1), c a(:,2)] = experimental dcp(cfd a,16,2.994,'cdcp a.txt');
% Calcolo Dcp sperimentali - porzione semiala libera
[x(:,1), x(:,2)] = experimental_dcp(xfoil,16,2.994,'xdcp.txt'); % x 'xfoil'
[c(:,1), c(:,2)] = experimental dcp(cfd,16,2.994,'cdcp.txt'); % c 'cfd'
% Costruzione vettore Dcp sperimentali per la semiala
```

```
% in questo caso scelgo di usare i dati di xfoil 'x'
Dcpe = dcp vector wing(x(:,2), 16, 7, x = (:,2), 16, 11, 16, 1);
% Dcpe = dcp vector wing(c(:,2),16,7,c a(:,2),16,11,16,1); % dati cfd 'c'
% Calcolo delle aree di ogni pannello
[Apan] = calcolo area pannelli(16,7,16,11,16,1);
% Calcolo forze e momenti sperimentali per singolo pannello
[Pke] = calcolo PK(Apan, Dcpe);
% NASTRAN DATA - Doublet Lattice Method
% Importazione dati da file di output .f06
Dcpt = dlm dcp('C:\Users\Edoardo\Desktop\subroutine\Nastran\sol144.f06',...
      'C:\Users\Edoardo\Desktop\subroutine\Nastran\Dcp dlm.txt');
% Calcolo forze e momenti per singolo pannello
[Pkt] = calcolo PK(Apan, Dcpt);
% CORRECTION COEFFICIENTS K CALCULATION [Wkk]
% coefficients generation
nxa = 16; %nchord division no aileron
nya = 7;
         %nspan division no aileron
nxb = 16; %nchord division aileron
nyb = 11; %nspan division aileron
          %nchord division wing tip
nxc = 16;
nyc = 1;
         %nspan division wing tip
wkk = Pke./Pkt; % correction coeff. for each panels
npan = nxa*nya + nxb*nyb + nxc*nyc;
%wkk= ones(npan,2);
% Scrittura scheda BAH FACTOR.dat contenente la [WKK] diagonale
iwr=1;
if (iwr==1)
    filedat = 'C:\Users\Edoardo\Desktop\subroutine\Nastran\BAH FACTOR.dat';
    Filename = fopen(filedat, 'w');
    npan = nxa*nya + nxb*nyb + nxc*nyc;
    ndum = 2*npan;
    fprintf(Filename,'$ NAME "0"
                                        FORM TIN TOUT
                                                                    М
N n';
    fprintf(Filename,'DMI
                          WKK
                                 0
                                        2
                                                1
                                                                   %5i
%5i\n',ndum,ndum);
    fprintf(Filename,'$
                          NAME J I1 A(I1,J) A(I1+1,J)
ETC.(n');
    for n = 1:npan
    fprintf(Filename,'DMI WKK \t%i \t%i \t%5.4f \n',2*n-1,2*n-1,
wkk(n,1));
    fprintf(Filename,'DMI WKK \t%i \t%i \t%5.4f \n',2*n ,2*n ,
wkk(n,2));
    end
```

```
fclose(Filename);
  disp ('file dat generato');
end
```

MAIN SCRIPT 'CORRECTION'

```
function [x i, Dcp e] = experimental dcp(cpx,nx,c,filename)
%CALCOLO DEI DCP SPERIMENTALI DI OGNI SINGOLO PANNELLO A PARTIRE DAI DATI
%GREZZI SPERIMENTALI. IN INPUT SI POSSONO AVERE DATI NEL FORMATO XFOIL
%OPPURE DATI NEL FORMATO DI ANSYS FLUENT. NELLO SPECIFICO LA PRIMA COLONNA
%DEI DATI IN INPUT CORRISPONDE ALLA COORDINATA LUNGO X ED IDENTIFICA PRIMA
%IL DORSO E SUCCESSIVAMENTE IL VENTRE. LA SECONDA COLONNA INVECE RIPORTA IL
%COEFFICIENTE DI PRESSIONE CP IN FUNZIONE DI X PER DORSO E POI PER VENTRE.
%LA FUNCTION HA IN INGRESSO I DATI GREZZI, LA SUDDIVISIONE IN X DELLA CORDA
%(FRUTTO DELLA PANNELLIZZAZIONE), LA CORDA DI RIFERIMENTO IN [m] E IL NOME
%CON CUI SALVARE IL FILE (A SECONDA SE XFOIL O CFD). IN OUTPUT VENGONO
%FORNITI I DCP CALCOLATI COME DIFFERENZA TRA LA LOWER SURFACE E LA UPPER
%SURFACE DEL PANNELLO (SCRITTI IN UN FILE DI TESTO)
% Post processing dati
% Unità di misura del sistema internazionale SI
k = length(cpx(:, 1));
if k <= 300
    % I dati di xfoil hanno dimensioni ridotte rispetto a quelli della cfd,
    % in questo modo differenzio la lettura dei dati sperimentali in base
    % al diverso formato dei dati di xfoil e cfd
    for i=1:k
        if cpx(i, 1) == 0
            i0 = i; % Valuto indice di separazione tra i dati del dorso e del
ventre
            break
       end
   end
   % Lettura dati xfoil
   xd = cpx(i0:-1:1,1); % [m] il dorso ha i dati con x decrescente, devo
invertire
   cpd = cpx(i0:-1:1,2);
   xv = cpx(i0:end, 1);
   cpv = cpx(i0:end,2);
    % Se presente la y posso plottare il profilo
    % ydl= cpx(i0:-1:1,2);
    % yv= cpx(i0:end,2);
    % figure(1)
    % plot(xd,yd,xv,yv)
    % axis equal
else
    for i=1:k
       if cpx(i+1,1) - cpx(i,1) > 1.5 %tra xd e xv c'è una differenza
sicuramente maggiore di 1
            i0 = i;
            break
       end
    end
    % Lettura dati cfd
   xd = cpx(i0:-1:1,1); %il dorso ha i dati con x decrescente, devo invertire
    cpd = cpx(i0:-1:1,2);
    xv = cpx(end:-1:i0+1,1);
```

```
cpv = cpx(end:-1:i0+1,2);
end
% Plot distribuzione di pressione sul profilo
figure
plot(xd, cpd,'.-', xv, cpv,'.-')
axis ij
xlabel('x [m]')
ylabel('c p')
title('Coefficiente di pressione sul profilo')
legend('Dorso','Ventre','Location','northeast')
grid on
% Estrapolazione Cp negli stessi nodi dei dati nastran, i = interpolazione,
% c = corda utilizzata nelle simulazioni 2D pari 2.994 m
x i = zeros(nx,1); % inizializzazione vettore nodi interpolanti
for i=1:nx
   dx = 1/nx;
   x i(i) = c^{(3/4)} dx + (i-1) dx^{c}; %nodi pannelli nastran situati a \frac{3}{4} del
pannello in direzione x
end
cpdi = interp1(xd,cpd,x_i,'spline','extrap')'; % i = interpolazione
cpvi = interp1(xv,cpv,x_i,'spline','extrap')';
Dcp e = cpvi - cpdi; % Dcp sperimentali nei nodi, e = experimental
% Salvataggio Dcp sperimentali in file di testo
FDcp = fopen(filename,'wt');
for i=1:nx
    fprintf(FDcp,'\t%5.5f \t%5.5f\n',x i(i),Dcp e(i));
end
fclose(FDcp);
disp (`file Dcp sperimentale generato correttamente');
close all
% figure(3)
% plot(x(:,1),x(:,2),'.-`,x(:,1),nastran(:,1),'*-`,c(:,1),c(:,2))
% xlabel('x [m]')
% ylabel('c p v - c p d')
% title('Confronto dei ?c p sul profilo senza alettone')
% legend('Xfoil','Nastran','CFD','Location','northeast')
% axis auto
% grid on
% hold on
end
```



```
function [Dcpe wing] = dcp vector wing(Dcp,nx,ny,Dcp a,nx a,ny a,nx e,ny e)
%GENERAZIONE DEL VETTORE DEI DCP SPERIMENTALI DI TUTTA LA SEMIALA. OGNI
%INDICE DEL VETTORE CORRISPONDE AD UNO SPECIFICO PANNELLO AERODINAMICO. LA
%NOTAZIONE SEGUE L'OUTPUT DEL NASTRAN (AERODYNAMIC GRID OUTPUT).
%L'ALGORITMO TIENE CONTO DELLE DIFFERENTI PANNELLIZZAZIONI SULLA SEMIALA,
%IN QUESTO CASO 3: LA PORZIONE LIBERA, QUELLA CON ALETTONE E QUELLA DI
%ESTREMITA'. LA FUNCTION HA IN INGRESSO I VALORI DI DCP NEL CASO DI PROFILO
%CON E SENZA ALETTONE E I NUMERI DI PANNELLI LUNGO X E LUNGO Y PER LE
%DIVERSE PORZIONI DI SEMIALA.
%nx = divisione lungo la corda della porzione di semiala libera
%ny = divisione lungo l'apertura della porzione di semiala libera
%nx a = divisione lungo la corda della porzione di semiala con alettone
%ny a = divisione lungo l'apertura della porzione di semiala con alettone
%nx e = divisione lungo la corda della porzione di semiala d'estremità
%ny e = divisione lungo l'apertura della porzione di semiala d'estremità
npan = nx a*ny a + nx*ny + nx e*ny e; % numero totali pannelli semiala
Dcpe wing = zeros(npan,1); %inizializzazione vettore Dcp lungo semiala
% porzione semiala libera
for j=1:ny
    for i=1:nx
    ik = (j-1) * nx + i;
    Dcpe wing(ik) = Dcp(i);
    end
end
% porzione semiala con alettone
for j=1:ny a
   for i=1:nx a
    ik = (j-1)*nx a + i + nx*ny;
    Dcpe wing(ik) = Dcp a(i);
    end
end
% porzione semiala estremità
for j=1:ny e
    for i=1:nx e
    ik = (j-1)*nx e + i + nx a*ny a +nx*ny;
    Dcpe wing(ik) = Dcp(i);
    end
end
```

FUNCTION 'dcp vector wing'

end

```
function [Apan] = calcolo area pannelli(nx,ny,nx a,ny a,nx e,ny e)
% GENERAZIONE DEL VETTORE DELLE AREE DEI PANNELLI DI TUTTA LA SEMIALA. OGNI
% INDICE DEL VETTORE CORRISPONDE AD UNO SPECIFICO PANNELLO AERODINAMICO. LA
% NOTAZIONE SEGUE L'OUTPUT DEL NASTRAN (AERODYNAMIC GRID OUTPUT).
% L'ALGORITMO TIENE CONTO DELLE DIFFERENTI PANNELLIZZAZIONI SULLA SEMIALA,
% IN QUESTO CASO 3: LA PORZIONE LIBERA, QUELLA CON ALETTONE E QUELLA DI
% ESTREMITA'. LA FUNCTION HA IN INGRESSO I NUMERI DI PANNELLI LUNGO X E
% LUNGO Y PER LE DIVERSE PORZIONI DI SEMIALA.
%nx = divisione lungo la corda della porzione di semiala libera
%ny = divisione lungo l'apertura della porzione di semiala libera
%nx a = divisione lungo la corda della porzione di semiala con alettone
%ny a = divisione lungo l'apertura della porzione di semiala con alettone
%nx e = divisione lungo la corda della porzione di semiala d'estremità
%ny e = divisione lungo l'apertura della porzione di semiala d'estremità
% coord y lungo l'apertura in % di b/2=500 inch frutto della pannellizz.
yb2 = [0 .09 .21 .33 .45 .56 .66 .74 .76 .78 .80 .82 .847 .867 .9 .9185 ...
       .937 .9555 .974 1.0];
c root = 225; % corda alla radice [inch]
c tip = 100; % corda all'estremità [inch]
b = 1000; % apertura alare [inch]
corda = c root + (c tip - c root).*yb2; % Corda in funzione di y [inch]
i=length(yb2);
dy = zeros(i,1); %inizializzazione dy adimensionale
cm = zeros(i,1); %inizializzazione corda media [inch]
for j=1:i-1
   dy(j) = yb2(j+1) - yb2(j);
    cm(j) = (corda(j+1) + corda(j)) *0.5;
end
dx=1/nx;
dx a = 1/nx a;
dx = 1/nx =;
npan = nx_a*ny_a + nx*ny + nx_e*ny_e; % numero totali pannelli semiala
Apan = zeros(npan,1); %inizializzazione vettore delle aree
% porzione semiala libera
for j=1:ny
   for i=1:nx
   ik = (j-1) * nx + i;
   Apan(ik) = 0.5 \pm cm(j) \pm dx \pm dy(j);
    end
end
% porzione semiala con alettone
for j=1:ny a
   for i=1:nx a
   ik = (j-1)*nx a + i + nx*ny;
```

101

```
Apan(ik) = 0.5*b*cm(j+ny)*dx_a*dy(j+ny);
end
end
% porzione semiala estremità
for j=1:ny_e
    for i=1:nx_e
    ik = (j-1)*nx_e + i + nx_a*ny_a +nx*ny;
    Apan(ik) = 0.5*b*cm(end-1)*dx_e*dy(end-1);
    end
end
fApan = fopen('aree_pannelli.txt','wt');
fprintf(fApan,'%5.5f \n',Apan);
fclose(fApan);
disp ('file Aree Pannelli generato correttamente');
end
```

FUNCTION 'calcolo_area_pannelli'

function [Pk] = calcolo_PK(Apan,Dcpe)

%GENERAZIONE DELA MATRICE PK DEI PANNELLI DI TUTTA LA SEMIALA. NELLA PRIMA %COLONNA VI E' IL LIFT PER OGNI PANNELLO E NELLA SECONDA IL MOMENTO*. IL %MOMENTO E' CALCOLATO IN MODO CONGRUENTE AL NASTRAN, OVVERO MOLTIPLICANDO %IL LIFT ('T3' SU NASTRAN) PER UN BRACCIO PARI AD 1/4 DI CORDA DEL %SINGOLO PANNELLO. OGNI RIGA DI [PK] CORRISPONDE AD UNO SPECIFICO PANNELLO %AERODINAMICO. LA NOTAZIONE SEGUE L'OUTPUT DEL NASTRAN (AERODYNAMIC GRID %OUTPUT). L'ALGORITMO TIENE CONTO DELLE DIFFERENTI PANNELLIZZAZIONI SULLA %SEMIALA,IN QUESTO CASO 3: LA PORZIONE LIBERA, QUELLA CON ALETTONE E QUELLA %D'ESTREMITA'. LA FUNCTION HA IN INGRESSO I NUMERI DI PANNELLI LUNGO X E %LUNGO Y PER LE DIVERSE PORZIONI DI SEMIALA.

```
q = 1.589; %pressione dinamica [psi]
k = length(Apan); %numero pannelli totali
Pk = zeros(k,2); %inizializzazione matrice
%Calcolo lift, unità di misura del modello nastran
```

```
Pk(:,1) = q.*Apan.*Dcpe;
Pk(:,2) = 1.0;
```

end

FUNCTION 'calcolo PK'

```
function [Dcpt wing] = dlm dcp(fnas1 filename, fnas filename)
% LETTURA FILE .f06 DI NASTRAN.
% Aprire il file sorgente
fnas1 = fopen(fnas1 filename, 'r');
if (fnas1 == -1)
    disp('Impossibile aprire il file sorgente r!');
    return;
end
% Aprire il file destinazione
fnas = fopen(fnas filename,'w');
if (fnas == -1)
    disp('Impossibile aprire il file destinazione w!');
    return;
end
% Modificare in caso di cambio pannellizzazione
a = zeros(304, 1);
for i = 1:31
  a(i) = 2580+i;
   a(i+31) = 2628+i;
   a(i+62) = 2676+i;
   a(i+93) = 2724+i;
   a(i+124) = 2772+i;
   a(i+155) = 2820+i;
   a(i+186) = 2868+i;
   a(i+217) = 2916+i;
   a(i+248) = 2964+i;
end
for i = 1:25
  a(i+279) = 3012+i;
end
i linea = 1;
while 1
    linea = fgetl(fnas1);
    if ~ischar(linea)
        break;
    end
    i linea = i linea + 1;
    for i=1:304
        if i linea == a(i)
            fprintf(fnas,'%s\n',linea);
        end
    end
end
fclose(fnas1);
fclose(fnas);
b = importdata('C:\Users\Edoardo\Desktop\subroutine\Nastran\Dcp dlm.txt');
```

```
Dcpt_wing = b.data(:,1);
fdcpt = fopen('Dcp_dlm.txt','wt');
fprintf(fdcpt,'%5.8f \n',Dcpt_wing);
fclose(fdcpt);
disp ('file Dcp DLM generato correttamente');
```

```
FUNCTION 'dlm_dcp'
```

```
%% Generazione tabelle Database finali
% Fare il run dello script dopo il main script 'CORRECTION'
%Calcolo coordinate x,y dei punti di applicazione della forza
nx = 16; %suddivisione equispaziata lungo la corda
b=500; %[in] semi apertura alare
croot = 225; % corda alla radice
ctip = 100; %corda all'estremità
yb = [0 .09 .21 .33 .45 .56 .66 .74 .76 .78 .80 .82 .847 .867 .9 .9185 .937
.9555 .974 1.00]; %rapporto y/(b) per le sezioni della semiala
c = croot + (ctip-croot)*yb; % calcolo della corda alle diverse sezioni di ala
for i=1:length(yb)-1
   dy(i) = yb(i+1) - yb(i);
end
dy';
for i=1:19
   y(i) = b*(yb(i+1)-dy(i)*0.5); % calcolo coordinata y del punto di
applicazione della corda
end
y';
for i=1:length(c)-1
cm(i) = (c(i+1)+c(i))*0.5; % calcolo corda media
end
%calcolo della coordinata x del punto di applicazione della forza,
%rispettando il sistema di riferimento della BAH Wing di nastran
xx = zeros(nx,length(cm));
x = zeros(nx,length(cm));
dx = 1/nx;
for i=1:nx
    for j=1:length(cm)
        xx(1,j) = 0.35*cm(j);
        x(1,j) = xx(1,j) - 0.75 \times cm(j) \times dx;
        xx(i+1,j) = xx(i,j) - dx^* cm(j);
    end
end
for i=1:nx-1
    for j=1:length(cm)
        x(i+1,j) = x(i,j) - dx^{*}cm(j);
    end
end
y'; %in [m]
for j=1:length(cm)
    for i=1:nx
    ik = (j-1) * nx + i;
    G(ik, 1) = x(i, j);
    G(ik, 2) = y(j);
    end
end
% fdcpex = fopen('Dcpe.txt','wt');
% fprintf(fdcpex,'%5.5f \n',Dcpe);
% fclose(fdcpex);
% disp ('file Dcpe generato correttamente');
2
```

```
% fdcpex = fopen('Pke.txt','wt');
% fprintf(fdcpex,'%5.5f \n',Pke(:,1));
% fclose(fdcpex);
% disp ('file Pke generato correttamente');
2
% fdcpex = fopen('Pkt.txt','wt');
% fprintf(fdcpex,'%5.5f \n',Pkt(:,1));
% fclose(fdcpex);
% disp ('file Pkt generato correttamente');
% fdcpex = fopen('wkk.txt','wt');
% fprintf(fdcpex,'%5.5f \n',wkk(:,1));
% fclose(fdcpex);
% disp ('file wkk generato correttamente');
DB(:, 1) = G(:, 1);
DB(:,2) = G(:,2);
DB(:,3) = Dcpe(:);
DB(:, 4) = Pke(:, 1);
DB(:, 5) = Dcpt(:);
DB(:, 6) = Pkt(:, 1);
DB(:,7) = wkk(:,1);
 iwr=1;
 if (iwr==1)
     filedat = 'C:\Users\Edoardo\Desktop\2D\suba10t20\DBa10t20x.dat';
     Filename = fopen(filedat, 'w');
     fprintf(Filename, 'DATABASE \t?=10°
                                             \t?=20°
                                                         \tXfoil
\t?=0.5\n') ;
     fprintf(Filename,'x[in]
                                           \tDcpe \tPke[lbf]
                                 \ty[in]
                                                                   \tDcpt
\tPkt[lbf] \tWkk\n');
     for n = 1:16
     fprintf(Filename,'%5.5f \t%5.5f \t%5.5f \t%5.5f
                                                         \t%5.5f \t%5.5f
\t%5.5f
\n',DB(192+n,1),DB(192+n,2),DB(192+n,3),DB(192+n,4),DB(192+n,5),DB(192+n,6),DB(1
92+n,7));
    end
     fclose(Filename);
     disp ('file DB generato');
 end
```

Script per la generazione del database

Appendice B

```
$$
$ * * * STRUCTURAL DATA * * * $
$$
$ (LB-IN-SEC SYSTEM) $
$$
$ * * GRID GEOMETRY * * $
$$
$ GRID 1 - 10 (T3) WING CONTROL POINTS $
$ GRID 11 (T3,R1,R2) BODY $
$ (R3) WING ROOT HINGE $
$ GRID 12 (T3) AILERON TRAILING EDGE CONTROL POINT $
$ (R2) AILERON RELATIVE ROTATION $
$$
$$
$ THE GRID ENTRY DEFINES THE LOCATION OF A STRUCTURAL GRID $
$ POINT. LISTED ARE ITS COORDINATE SYSTEM ID, ITS LOCATION, $
$ THE ID OF THE COORDINATE SYSTEM IN WHICH ITS DISPLACEMENTS $
$ ARE DEFINED, ITS PERMANENT SINGLE-POINT CONSTRAINTS, AND $
$ ITS ASSOCIATED SUPERELEMENT ID. $
$$
$ THE BAH JET TRANSPORT WING, AS SHOWN ON P.45 OF THE BOOK $
\ "AEROELASTICITY" BY BISPLINGHOFF, ASHLEY AND HALFMAN, IS \
$ ROTATED 180 DEG AROUND THE Y AXIS. THAT ORIENTATION IS $
$ RETAINED HERE. POINTS 1 THRU 10 ARE ALONG THE ONE- AND $
$ THREE-QUARTER CHORD LINES, POINT 11 IS AT THE ROOT OF THE $
$ ELASTIC AXIS (35% CHORD), $
$.$
$$
   ID CP X1 X2 X3 CD PS
$
                                       SEID
GRID 1
              20.25 90.
                                12456
              -81. 90.
GRID 2
                               12456
              17.85 186.
GRID 3
                                12456
GRID 4
              -71.4 186.
                                12456
GRID
      5
              15.8 268.
                                12456
              -63.2 268.
GRID 6
                                12456
GRID 7
              13.3 368.
                                12456
GRID 8
              -53.2 368.
                                12456
              11.05 458.
GRID 9
                                12456
GRID 10
              -44.2 458.
                                12456
GRID 11
              0.0 0.
                               126
$$
$$
$ * * STRUCTURAL STIFFNESS PROPERTIES * * $
$$
$ * FLEXIBILITY INFLUENCE COEFFICIENTS * $
$$
$ THE GENEL ENTRY DEFINES A GENERAL ELEMENT IN TERMS OF ITS $
$ STRUCTURAL INFLUENCE COEFFICIENTS. IT LISTS THE ELEMENT $
$ ID NO. AND PAIRS OF GRID POINT NUMBERS PLUS THEIR UNCON- $
$ STRAINED DOFS. THIS IS FOLLOWED BY THE CORRESPONDING PAIRS $
$ THAT WERE CONSTRAINED TO OBTAIN THE INFLUENCE COEFFICIENTS. $
$ THIS IS FOLLOWED BY THE LOWER TRIANGULAR PART OF THE MATRIX $
$ OF INFLUENCE COEFFICIENTS. FINALLY, A MATRIX OF GEOMETRIC $
$ CONSTANTS IS LISTED. THESE CONSTANTS PRODUCE TOTAL FORCES $
$ AND MOMENTS DUE TO DEFLECTIONS IN EACH MODE, IN THIS CASE $
$ LIFT, ROLLING MOMENT, PITCHING MOMENT AND WING ROOT BENDING $
$ MOMENT. $
$$
             UI1 CI1 UI2 CI2 UI3 CI3
1 3 2 3 3 3 +01
    EID
$
GENEL 432
   UI4 CI4 UI5 CI5 UI6 CI6 UI7 CI7
4 3 5 3 6 3 7 3 +02
S
+01 4
   UI8 CI8 UI9 CI9 UI10 CI10
$
+02 8 3 9 3 10 3
                                      +03
```

\$	"UD" UD1 CD1 UD2 CD2 UD3 CD3
+03	UD 11 3 11 4 11 5 +04
\$	UD4 CD4
+04	11 6 +05
\$	"K" "Z" Z11 Z21 Z31 ETC (BY COLUMNS)
+05	Z 8.7172-61.3361-61.2778-56.2720-61.6251-51.0492-52.0478-5+06
+06	1.5630-52.4285-52.0403-53.0861-56.2720-63.2297-51.0492-53.3529-5+07
+07	1.5630-53.5021-52.0257-53.5785-52.7732-51.5726-54.8255-53.7628-5+08
+08	7.3284-56.4338-59.5810-58.8378-56.3749-53.7628-58.0136-56.4338-5+09
+09	1.0012-48.8378-51.1811-41.2758-41.1344-41.9350-41.8160-42.5283-4+10
+10	2.4294-41.6999-41.8160-42.2920-42.4294-42.8249-43.6862-43.5052-4+11
+11	5.2675-45.1171-44.2292-45.1171-45.7187-48.4840-48.2340-49.2340-4+12
\$	"S" S11 S12 S13 ETC (BY ROWS)
+12	S 1.0 90.0 -20.25 45.0 1.0 90.0 81.0 +13
+13	45.0 1.0 186.0 -17.85 141.0 1.0 186.0 71.4 +14
+14	141.0 1.0 268.0 -15.80 223.0 1.0 268.0 63.2 +15
+15	223.0 1.0 368.0 -13.30 323.0 1.0 368.0 53.2 +16
+16	323.0 1.0 458.0 -11.05 413.0 1.0 458.0 44.2 +17
+17	413.0
\$\$	



```
$$
$ * * MASS AND INERTIA PROPERTIES * * $
$$
$ * WING MASSES * $
$$
$ THE CMASS2 ENTRY DEFINES A SCALAR MASS ELEMENT WITHOUT $
$ REFERENCE TO A PROPERTY ENTRY. IT LISTS THE MASS, THE $
$ GRID NO. AND ITS DOF COMPONENTS. WHEN TWO GRID POINTS $
$ ARE LISTED THE MASS IS ADDED TO BOTH POINTS. $
$$
$
   EID
             G1
        Μ
                  C1
                       G2 C2
            5248.7 1
CMASS2 121
                      3
                          2
CMASS2 122
            134.9 1
                      3
                              3
CMASS2 123
            790.3 2
                      3
CMASS2 341
            9727 3
                      3
CMASS2 342
            11005.3
                      3
                          4
                              3
CMASS2 343
            473. 4
                     3
CMASS2 561
            3253.6 5
                      3
CMASS2 562
            -139.7 5
                      3
                          6
                              3
CMASS2 563
            946.3 6
                      3
CMASS2 781
            2617.8 7
                      3
CMASS2 782
            21. 7
                     3
                         8
                            3
CMASS2 783
            782.3 8
                     3
CMASS2 9101 494.8 9
                      3
CMASS2 9102 -7.3 9
                     3
                         10
                              3
CMASS2 9103 185.2 10
                      3
$$
$ * FUSELAGE MASS AND INERTIA VALUES * $
$$
\ The CONM1 ENTRY DEFINES A 6 BY 6 SYMMETRIC INERTIA MATRIX \
$ FOR A GRID POINT. LISTED IS THE ID, THE GRID POINT NO., $
$ THE COORDINATE SYSTEM IN WHICH THE INERTIA MATRIX IS $
$ DEFINED AND THE LOWER LEFT TRIANGULAR PART OF THE MATRIX. $
$$
$
            CID M11 M21 M22 M31 M32
    EID G
CONM1 1 11
                                     +51
   M33 M41
                   M43 M44
$
              M42
                               M51
                                     M52
                                           M53
                     4.37+7
+51
    17400.
                                      +52
$
   M54 M55 M61 M62 M63 M64
                                     M65
                                           M66
       4.35+09
+52
$$
$ * * STRUCTURAL PARAMETERS * * $
$$
$ THE PARAM, WTMASS, GINV CAUSES ALL THE STRUCTURAL MASSES AND $
$ MASS DENSITIES TO BE MULTIPLIED BY GINV (I.E., BY ONE OVER $
$ THE ACCELERATION OF GRAVITY). THE DYNAMIC PRESSURE SUPPLIED $
$ FOR AERODYNAMIC FORCE CALCULATIONS WILL NOT BE MULTIPLIED $
$ BY GINV. $
$$
PARAM WTMASS .0025907
$$
$ THE PARAM, GRDPNT, XX ENTRY CAUSES THE GRID POINT WEIGHT $
$ GENERATOR TO BE EXECUTED USING GRID POINT XX AS THE REF- $
$ ERENCE POINT. THEN THE INERTIA MATRIX, THE TRANSFER MATRIX $
$ FROM BASIC TO PRINCIPAL AXES AND OTHER PERTINENT INERTIA $
$ DATA ARE PRINTED. $
$$
PARAM GRDPNT 11
$$
```



© CDID 12 IS DIDOADD OF THE AH FDON AND ON THE TRAILING FDOF.
5 GRID 12 IS INBOARD OF THE ALLERON AND ON THE TRAILING EDGE;
5 II IS ALIGNED STREAMWISE BEHIND GRIDS / AND 8 AND 8 ROVIDES
\$ THE MEANS TO INCLUDE THE AILERON IN THE ANALYSIS.
5
\$ ID CP X1 X2 X3 CD PS SEID
GRID 12 -86.45 368. 1246
S S
\$ THE CELAS2 ENTRY DEFINES A SCALAR SPRING ELEMENT WITHOUT \$
\$ REFERENCE TO A PROPERTY ENTRY, IN THIS CASE AN AILERON \$
\$ HINGE SPRING STIFFNESS. IT LISTS THE ID, THE STIFFNESS, \$
\$ THE CONNECTION POINT AND DOF COMPONENT. \$
s s
\$ EID K G1 C1
CELAS2 3 5142661 12 5
م و ** All EDON INED TIAL DO ODED TIES ** و
ALLEKON INEKTIAL FROFEKTIES
+AIL1 0.0 +AIL2 +AIL2 12070.5 +
+AIL2 13970.5
5 THE MPC ENTRY DEFINES A MULTIPOINT CONSTRAINT IN THE FORM 5
\$ OF A LINEAR EQUATION. IT LISTS A SET OF TRIPLES CONSISTING \$
\$ OF THE GRID NO., THE CONSTRAINED DOF COMPONENTS AND THE \$
\$ LINEAR COEFFICIENT. \$
S S
\$ THIS ONE SPECIFIES THAT THE Z DISPLACEMENT AT THE TRAILING \$
\$ EDGE OF THE AILERON IS A LINEAR EXTRAPOLATION FROM POINTS \$
\$ 7 AND 8 PLUS THE DISTANCE FROM THE HINGE-LINE TO THE \$
\$ TRAILING EDGE TIMES A UNIT (SMALL), ANGULAR ROTATION OF THE \$
\$ AILERON. SEE P.3.5-9 OF THE "HANDBOOK FOR DYNAMIC ANALYSIS" \$
\$ FOR A DISCUSSION OF THE LAGRANGE MULTIPLIER METHOD WHICH \$
\$ IS USED HERE TO INTRODUCE THE AILERON ROTATION DOF. \$
s s
\$ SID G C A G C A
MPC 1 12 3 -10 8 3 15 +MPC1
+MPC1 7 3 -0 5 12 5 33 25



```
$ THIS CORD2R ENTRY DEFINES THE AERO COORDINATE SYSTEM $
$ FLAGGED BY THE AERO ENTRY. LISTED ARE THE ORIGIN, A $
$ POINT ALONG THE Z AXIS AND A POINT IN THE X-Z PLANE, $
$ ALL IN THE RID COORDINATE SYSTEM. NOTE THAT IN THIS $
$ COORDINATE SYSTEM THE UPSIDE DOWN AND BACKWARDS STRUC- $
$ TURE WILL FLY UPSIDE UP AND FORWARD. $
$$
   CID RID A1 A2 A3 B1 B2 B3
CD2R 1 0. 0. 0. 0. -1. +C1
$
CORD2R 1
  C1 C2 C3
$
+C1 -1. 0.
             0.
$ THE CAERO1 ENTRY IS USED FOR DOUBLET-LATTICE AERODYNAMICS. $
$ LISTED ARE ITS PAERO ENTRY ID AND THE COORDINATE SYSTEM $
$ FOR LOCATING THE INBOARD AND OUTBOARD LEADING EDGE POINTS $
$ (1 AND 4). NSPAN AND NCHORD, OR LSPAN AND LCHORD, ARE $
$ USED TO PARTITION THE WING INTO AERODYNAMIC BOXES, THE $
$ FORMER FOR UNIFORMLY SPACED BOXES AND THE LATTER FOR $
$ NON-UNIFORMLY SPACED BOXES. IGID IS THE ID OF ITS $
$ ASSOCIATED INTERFERENCE GROUP. THE CONTINUATION ENTRY $
$ DEFINES POINTS 1 AND 2, THE ROOT CHORD AND THE TIP CHORD. $
$ THE BOXES FORMED BY THE GRID LINES WILL BE NUMBERED $
$ BEGINNING WITH EID, SO A NUMBER SHOULD BE CHOSEN THAT IS $
$ UNIQUE, AND IS GREATER THAN ALL STRUCTURAL GRID, SCALAR $
$ AND EXTRA POINT IDS. $
$$
   EID PID CP NSPAN NCHORD LSPAN LCHORD IGID +CA
CAERO1 1001 1000 0
                         16
                              1
                                          +CA1
  (FWD INBOARD POINT) ROOTCHORD (FWD OUTBOARD POINT) TIP CHORD
S
+CA1 78.75 0.0 0.0 225.0 35.0 500.0 0.0 100.0
CAERO1 2001 1000 0
                         16 2
                                     1 +CA2
+CA2 78.75 0.0 0.0 225.0 35.0 500.0 0.0 100.0
CAERO1 3001 1000 0
                          16 3
                                      1
                                         +CA3
+CA3 78.75 0.0 0.0 225.0 35.0 500.0 0.0 100.0
$$
$ THE AEFACT ENTRY IS A UTILITY ENTRY USED TO SPECIFY LISTS OF $
$ NUMBERS. IN THIS EXAMPLE THEY ARE IDENTIFIED BY THE ABOVE $
$ CAERO1 ENTRIES. THE FIRST ENTRY DEFINES THE SPANWISE DIVISIONS $
$ INBOARD OF THE AILERON. $
$$
$ THE SECOND ONE DEFINES THE SPANWISE DIVISIONS ACROSS THE $
$ AILERON. $
$$
$ THE THIRD ONE DEFINES THE SPANWISE DIVISIONS OF THE TIP $
$ FAIRING. $
$$
   SID D1 D2 D3 D4 D5 D6 D7
AEFACT 1 .0 .09 .21 .33 .45
                                 .56
                                      .66
                                          +AE1
S
  D8
+AE1 .74
$$
AEFACT 2 .74 .76 .78 .80 .82 .847 .867 +AE2
+AE2 .9 .9185 .937 .9555 .974
$$
AEFACT 3 .974 1.00
S.S.
$$
$ THE PAERO ENTRY IS REQUIRED EVEN THOUGH IT IT NON-FUNCTIONAL $
$ (BECAUSE THERE ARE NO ASSOCIATED BODIES IN THIS EXAMPLE). $
$$
PAERO1 1000
$$
$ * * SPLINE FIT ON THE LIFTING SURFACES * * $
$$
$ * LINEAR SPLINE FIT ON THE WING * $
$$
$ THE SPLINE2 ENTRY SPECIFIES A BEAM SPLINE FOR INTERPOLAT- $
$ ION OVER THE REGION OF THE CAERO ENTRY (ID1 AND ID2 ARE $
$ THE FIRST AND LAST BOXES IN THIS REGION). SETG REFERS $
$ TO A SET1 ENTRY WHERE THE STRUCTURAL GRID POINTS ARE $
$ DEFINED. DZ AND DTOR ARE SMOOTHING CONSTANTS FOR LINEAR $
```

\$ ATTACHMENT AND TORSIONAL FLEXIBILITIES. DTHX AND DTHY \$ \$ ARE ROTATIONAL ATTACHMENT FLEXIBILITIES. CID IDENTIFIES \$ \$ THE SPLINE AXIS. \$ \$\$ \$ EID CAERO ID1 ID2 SETG DZ DTOR CID SPLINE2 101 1001 1001 1112 14 0.0 1.0 0 +SI \$ DTHX DTHY +SP1 +SP1 -1.0 -1.0
 SPLINE2 102
 2001
 2001
 2172
 14
 0.0
 1.0
 0
 +SP2 +SP2 -1.0 -1.0 S
 SPLINE2
 103
 3001
 3001
 3016
 14
 0.0
 1.0
 +SP3

 +SP3
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0
 -1.0 \$\$ \$\$ \$ THE SET1 ENTRY DEFINES THE SETS OF STRUCTURAL GRID POINTS \$ \$ TO BE USED BY THE BEAM SPLINE FOR INTERPOLATION. \$ \$\$ \$ SID G1 G2 G3 G4 G5 G6 SET1 14 1 THRU 11 \$\$



\$ NAM	/IE "0"	FORM	TIN TOU	T M	Ν
DMI	WKK	0 2	1	608 608	
\$ 1	NAME .	J II A	A(I1,J) A(I1+	-1,J) ETC.	
DMI	WKK	1	1	1.2492	
DMI	WKK	2	2	1.0000	
DMI	WKK	3	3	2.0627	
DMI	WKK	4	4	1.0000	
DMI	WKK	5	5	2.8480	
DMI	WKK	6	6	1.0000	
DMI	WKK	7	7	4.2052	
DMI	WKK	8	8	1.0000	
DMI	WKK	9	9	7.9116	
DMI	WKK	10	10	1.0000	
DMI	WKK	11	11	87.4435	
DMI	WKK	12	12	1.0000	
DMI	WKK	13	13	-9.1114	
DMI	WKK	14	14	1.0000	
DMI	WKK	15	15	-4.1789	
DMI	WKK	16	16	1.0000	
DMI	WKK	17	17	-2.6347	
DMI	WKK	18	18	1.0000	
DMI	WKK	19	19	-1.8741	
DMI	WKK	20	20	1.0000	
DMI	WKK	21	21	-1.4096	
DMI	WKK	22	22	1.0000	
DMI	WKK	23	23	-1.0850	
DMI	WKK	24	24	1.0000	
DMI	WKK	25	25	-0.8340	
DMI	WKK	26	26	1.0000	
DMI	WKK	27	27	-0.6017	
DMI	WKK	28	28	1.0000	
DMI	WKK	29	29	-0.3482	
DMI	WKK	30	30	1.0000	
DMI	WKK	31	31	-0.0535	
DMI	WKK	32	32	1.0000	
DMI	WKK	33	33	1.2492	
DMI	WKK	34	34	1.0000	
DMI	WKK	35	35	2.0627	
					115

DMI	WKK	36	36	1.0000
DMI	WKK	37	37	2.8480
DMI	WKK	38	38	1.0000
DMI	WKK	39	39	4.2052
DMI	WKK	40	40	1.0000
DMI	WKK	41	41	7.9116
DMI	WKK	42	42	1.0000
DMI	WKK	43	43	87.4435
DMI	WKK	44	44	1.0000
DMI	WKK	45	45	-9.1114
DMI	WKK	46	46	1.0000
DMI	WKK	47	47	-4.1789
DMI	WKK	48	48	1.0000
DMI	WKK	49	49	-2.6347
DMI	WKK	50	50	1.0000
DMI	WKK	51	51	-1.8741
DMI	WKK	52	52	1.0000
DMI	WKK	53	53	-1.4096
DMI	WKK	54	54	1.0000
DMI	WKK	55	55	-1.0850
DMI	WKK	56	56	1.0000
DMI	WKK	57	57	-0.8340
DMI	WKK	58	58	1.0000
DMI	WKK	59	59	-0.6017
DMI	WKK	60	60	1.0000
DMI	WKK	61	61	-0.3482
DMI	WKK	62	62	1.0000
DMI	WKK	63	63	-0.0535
DMI	WKK	64	64	1.0000
DMI	WKK	65	65	1.2492
DMI	WKK	66	66	1.0000
DMI	WKK	67	67	2.0627
DMI	WKK	68	68	1.0000
DMI	WKK	69	69	2.8480
DMI	WKK	70	70	1.0000
DMI	WKK	71	71	4.2052
DMI	WKK	72	72	1.0000
DMI	WKK	73	73	7.9116

DMI	WKK	74	74	1.0000
DMI	WKK	75	75	87.4435
DMI	WKK	76	76	1.0000
DMI	WKK	77	77	-9.1114
DMI	WKK	78	78	1.0000
DMI	WKK	79	79	-4.1789
DMI	WKK	80	80	1.0000
DMI	WKK	81	81	-2.6347
DMI	WKK	82	82	1.0000
DMI	WKK	83	83	-1.8741
DMI	WKK	84	84	1.0000
DMI	WKK	85	85	-1.4096
DMI	WKK	86	86	1.0000
DMI	WKK	87	87	-1.0850
DMI	WKK	88	88	1.0000
DMI	WKK	89	89	-0.8340
DMI	WKK	90	90	1.0000
DMI	WKK	91	91	-0.6017
DMI	WKK	92	92	1.0000
DMI	WKK	93	93	-0.3482
DMI	WKK	94	94	1.0000
DMI	WKK	95	95	-0.0535
DMI	WKK	96	96	1.0000
DMI	WKK	97	97	1.2492
DMI	WKK	98	98	1.0000
DMI	WKK	99	99	2.0627
DMI	WKK	100	100	1.0000
DMI	WKK	101	101	2.8480
DMI	WKK	102	102	1.0000
DMI	WKK	103	103	4.2052
DMI	WKK	104	104	1.0000
DMI	WKK	105	105	7.9116
DMI	WKK	106	106	1.0000
DMI	WKK	107	107	87.4435
DMI	WKK	108	108	1.0000
DMI	WKK	109	109	-9.1114
DMI	WKK	110	110	1.0000
DMI	WKK	111	111	-4.1789

DMI	WKK	112	112	1.0000
DMI	WKK	113	113	-2.6347
DMI	WKK	114	114	1.0000
DMI	WKK	115	115	-1.8741
DMI	WKK	116	116	1.0000
DMI	WKK	117	117	-1.4096
DMI	WKK	118	118	1.0000
DMI	WKK	119	119	-1.0850
DMI	WKK	120	120	1.0000
DMI	WKK	121	121	-0.8340
DMI	WKK	122	122	1.0000
DMI	WKK	123	123	-0.6017
DMI	WKK	124	124	1.0000
DMI	WKK	125	125	-0.3482
DMI	WKK	126	126	1.0000
DMI	WKK	127	127	-0.0535
DMI	WKK	128	128	1.0000
DMI	WKK	129	129	1.2492
DMI	WKK	130	130	1.0000
DMI	WKK	131	131	2.0627
DMI	WKK	132	132	1.0000
DMI	WKK	133	133	2.8480
DMI	WKK	134	134	1.0000
DMI	WKK	135	135	4.2052
DMI	WKK	136	136	1.0000
DMI	WKK	137	137	7.9116
DMI	WKK	138	138	1.0000
DMI	WKK	139	139	87.4435
DMI	WKK	140	140	1.0000
DMI	WKK	141	141	-9.1114
DMI	WKK	142	142	1.0000
DMI	WKK	143	143	-4.1789
DMI	WKK	144	144	1.0000
DMI	WKK	145	145	-2.6347
DMI	WKK	146	146	1.0000
DMI	WKK	147	147	-1.8741
DMI	WKK	148	148	1.0000
DMI	WKK	149	149	-1.4096

DMI	WKK	150	150	1.0000
DMI	WKK	151	151	-1.0850
DMI	WKK	152	152	1.0000
DMI	WKK	153	153	-0.8340
DMI	WKK	154	154	1.0000
DMI	WKK	155	155	-0.6017
DMI	WKK	156	156	1.0000
DMI	WKK	157	157	-0.3482
DMI	WKK	158	158	1.0000
DMI	WKK	159	159	-0.0535
DMI	WKK	160	160	1.0000
DMI	WKK	161	161	1.2492
DMI	WKK	162	162	1.0000
DMI	WKK	163	163	2.0627
DMI	WKK	164	164	1.0000
DMI	WKK	165	165	2.8480
DMI	WKK	166	166	1.0000
DMI	WKK	167	167	4.2052
DMI	WKK	168	168	1.0000
DMI	WKK	169	169	7.9116
DMI	WKK	170	170	1.0000
DMI	WKK	171	171	87.4435
DMI	WKK	172	172	1.0000
DMI	WKK	173	173	-9.1114
DMI	WKK	174	174	1.0000
DMI	WKK	175	175	-4.1789
DMI	WKK	176	176	1.0000
DMI	WKK	177	177	-2.6347
DMI	WKK	178	178	1.0000
DMI	WKK	179	179	-1.8741
DMI	WKK	180	180	1.0000
DMI	WKK	181	181	-1.4096
DMI	WKK	182	182	1.0000
DMI	WKK	183	183	-1.0850
DMI	WKK	184	184	1.0000
DMI	WKK	185	185	-0.8340
DMI	WKK	186	186	1.0000
DMI	WKK	187	187	-0.6017

DMI	WKK	188	188	1.0000
DMI	WKK	189	189	-0.3482
DMI	WKK	190	190	1.0000
DMI	WKK	191	191	-0.0535
DMI	WKK	192	192	1.0000
DMI	WKK	193	193	1.2492
DMI	WKK	194	194	1.0000
DMI	WKK	195	195	2.0627
DMI	WKK	196	196	1.0000
DMI	WKK	197	197	2.8480
DMI	WKK	198	198	1.0000
DMI	WKK	199	199	4.2052
DMI	WKK	200	200	1.0000
DMI	WKK	201	201	7.9116
DMI	WKK	202	202	1.0000
DMI	WKK	203	203	87.4435
DMI	WKK	204	204	1.0000
DMI	WKK	205	205	-9.1114
DMI	WKK	206	206	1.0000
DMI	WKK	207	207	-4.1789
DMI	WKK	208	208	1.0000
DMI	WKK	209	209	-2.6347
DMI	WKK	210	210	1.0000
DMI	WKK	211	211	-1.8741
DMI	WKK	212	212	1.0000
DMI	WKK	213	213	-1.4096
DMI	WKK	214	214	1.0000
DMI	WKK	215	215	-1.0850
DMI	WKK	216	216	1.0000
DMI	WKK	217	217	-0.8340
DMI	WKK	218	218	1.0000
DMI	WKK	219	219	-0.6017
DMI	WKK	220	220	1.0000
DMI	WKK	221	221	-0.3482
DMI	WKK	222	222	1.0000
DMI	WKK	223	223	-0.0535
DMI	WKK	224	224	1.0000
DMI	WKK	225	225	0.4016

DMI	WKK	226	226	1.0000
DMI	WKK	227	227	0.5685
DMI	WKK	228	228	1.0000
DMI	WKK	229	229	0.6025
DMI	WKK	230	230	1.0000
DMI	WKK	231	231	0.5524
DMI	WKK	232	232	1.0000
DMI	WKK	233	233	0.2304
DMI	WKK	234	234	1.0000
DMI	WKK	235	235	48.9883
DMI	WKK	236	236	1.0000
DMI	WKK	237	237	1.9946
DMI	WKK	238	238	1.0000
DMI	WKK	239	239	1.7725
DMI	WKK	240	240	1.0000
DMI	WKK	241	241	1.8405
DMI	WKK	242	242	1.0000
DMI	WKK	243	243	2.0640
DMI	WKK	244	244	1.0000
DMI	WKK	245	245	2.5075
DMI	WKK	246	246	1.0000
DMI	WKK	247	247	3.3486
DMI	WKK	248	248	1.0000
DMI	WKK	249	249	2.2280
DMI	WKK	250	250	1.0000
DMI	WKK	251	251	1.5284
DMI	WKK	252	252	1.0000
DMI	WKK	253	253	0.8962
DMI	WKK	254	254	1.0000
DMI	WKK	255	255	0.0192
DMI	WKK	256	256	1.0000
DMI	WKK	257	257	0.4016
DMI	WKK	258	258	1.0000
DMI	WKK	259	259	0.5685
DMI	WKK	260	260	1.0000
DMI	WKK	261	261	0.6025
DMI	WKK	262	262	1.0000
DMI	WKK	263	263	0.5524

DMI	WKK	264	264	1.0000
DMI	WKK	265	265	0.2304
DMI	WKK	266	266	1.0000
DMI	WKK	267	267	48.9883
DMI	WKK	268	268	1.0000
DMI	WKK	269	269	1.9946
DMI	WKK	270	270	1.0000
DMI	WKK	271	271	1.7725
DMI	WKK	272	272	1.0000
DMI	WKK	273	273	1.8405
DMI	WKK	274	274	1.0000
DMI	WKK	275	275	2.0640
DMI	WKK	276	276	1.0000
DMI	WKK	277	277	2.5075
DMI	WKK	278	278	1.0000
DMI	WKK	279	279	3.3486
DMI	WKK	280	280	1.0000
DMI	WKK	281	281	2.2280
DMI	WKK	282	282	1.0000
DMI	WKK	283	283	1.5284
DMI	WKK	284	284	1.0000
DMI	WKK	285	285	0.8962
DMI	WKK	286	286	1.0000
DMI	WKK	287	287	0.0192
DMI	WKK	288	288	1.0000
DMI	WKK	289	289	0.4016
DMI	WKK	290	290	1.0000
DMI	WKK	291	291	0.5685
DMI	WKK	292	292	1.0000
DMI	WKK	293	293	0.6025
DMI	WKK	294	294	1.0000
DMI	WKK	295	295	0.5524
DMI	WKK	296	296	1.0000
DMI	WKK	297	297	0.2304
DMI	WKK	298	298	1.0000
DMI	WKK	299	299	48.9883
DMI	WKK	300	300	1.0000
DMI	WKK	301	301	1.9946

DMI	WKK	302	302	1.0000
DMI	WKK	303	303	1.7725
DMI	WKK	304	304	1.0000
DMI	WKK	305	305	1.8405
DMI	WKK	306	306	1.0000
DMI	WKK	307	307	2.0640
DMI	WKK	308	308	1.0000
DMI	WKK	309	309	2.5075
DMI	WKK	310	310	1.0000
DMI	WKK	311	311	3.3486
DMI	WKK	312	312	1.0000
DMI	WKK	313	313	2.2280
DMI	WKK	314	314	1.0000
DMI	WKK	315	315	1.5284
DMI	WKK	316	316	1.0000
DMI	WKK	317	317	0.8962
DMI	WKK	318	318	1.0000
DMI	WKK	319	319	0.0192
DMI	WKK	320	320	1.0000
DMI	WKK	321	321	0.4016
DMI	WKK	322	322	1.0000
DMI	WKK	323	323	0.5685
DMI	WKK	324	324	1.0000
DMI	WKK	325	325	0.6025
DMI	WKK	326	326	1.0000
DMI	WKK	327	327	0.5524
DMI	WKK	328	328	1.0000
DMI	WKK	329	329	0.2304
DMI	WKK	330	330	1.0000
DMI	WKK	331	331	48.9883
DMI	WKK	332	332	1.0000
DMI	WKK	333	333	1.9946
DMI	WKK	334	334	1.0000
DMI	WKK	335	335	1.7725
DMI	WKK	336	336	1.0000
DMI	WKK	337	337	1.8405
DMI	WKK	338	338	1.0000
DMI	WKK	339	339	2.0640

DMI	WKK	340	340	1.0000
DMI	WKK	341	341	2.5075
DMI	WKK	342	342	1.0000
DMI	WKK	343	343	3.3486
DMI	WKK	344	344	1.0000
DMI	WKK	345	345	2.2280
DMI	WKK	346	346	1.0000
DMI	WKK	347	347	1.5284
DMI	WKK	348	348	1.0000
DMI	WKK	349	349	0.8962
DMI	WKK	350	350	1.0000
DMI	WKK	351	351	0.0192
DMI	WKK	352	352	1.0000
DMI	WKK	353	353	0.4016
DMI	WKK	354	354	1.0000
DMI	WKK	355	355	0.5685
DMI	WKK	356	356	1.0000
DMI	WKK	357	357	0.6025
DMI	WKK	358	358	1.0000
DMI	WKK	359	359	0.5524
DMI	WKK	360	360	1.0000
DMI	WKK	361	361	0.2304
DMI	WKK	362	362	1.0000
DMI	WKK	363	363	48.9883
DMI	WKK	364	364	1.0000
DMI	WKK	365	365	1.9946
DMI	WKK	366	366	1.0000
DMI	WKK	367	367	1.7725
DMI	WKK	368	368	1.0000
DMI	WKK	369	369	1.8405
DMI	WKK	370	370	1.0000
DMI	WKK	371	371	2.0640
DMI	WKK	372	372	1.0000
DMI	WKK	373	373	2.5075
DMI	WKK	374	374	1.0000
DMI	WKK	375	375	3.3486
DMI	WKK	376	376	1.0000
DMI	WKK	377	377	2.2280

DMI	WKK	378	378	1.0000
DMI	WKK	379	379	1.5284
DMI	WKK	380	380	1.0000
DMI	WKK	381	381	0.8962
DMI	WKK	382	382	1.0000
DMI	WKK	383	383	0.0192
DMI	WKK	384	384	1.0000
DMI	WKK	385	385	0.4016
DMI	WKK	386	386	1.0000
DMI	WKK	387	387	0.5685
DMI	WKK	388	388	1.0000
DMI	WKK	389	389	0.6025
DMI	WKK	390	390	1.0000
DMI	WKK	391	391	0.5524
DMI	WKK	392	392	1.0000
DMI	WKK	393	393	0.2304
DMI	WKK	394	394	1.0000
DMI	WKK	395	395	48.9883
DMI	WKK	396	396	1.0000
DMI	WKK	397	397	1.9946
DMI	WKK	398	398	1.0000
DMI	WKK	399	399	1.7725
DMI	WKK	400	400	1.0000
DMI	WKK	401	401	1.8405
DMI	WKK	402	402	1.0000
DMI	WKK	403	403	2.0640
DMI	WKK	404	404	1.0000
DMI	WKK	405	405	2.5075
DMI	WKK	406	406	1.0000
DMI	WKK	407	407	3.3486
DMI	WKK	408	408	1.0000
DMI	WKK	409	409	2.2280
DMI	WKK	410	410	1.0000
DMI	WKK	411	411	1.5284
DMI	WKK	412	412	1.0000
DMI	WKK	413	413	0.8962
DMI	WKK	414	414	1.0000
DMI	WKK	415	415	0.0192

DMI	WKK	416	416	1.0000
DMI	WKK	417	417	0.4016
DMI	WKK	418	418	1.0000
DMI	WKK	419	419	0.5685
DMI	WKK	420	420	1.0000
DMI	WKK	421	421	0.6025
DMI	WKK	422	422	1.0000
DMI	WKK	423	423	0.5524
DMI	WKK	424	424	1.0000
DMI	WKK	425	425	0.2304
DMI	WKK	426	426	1.0000
DMI	WKK	427	427	48.9883
DMI	WKK	428	428	1.0000
DMI	WKK	429	429	1.9946
DMI	WKK	430	430	1.0000
DMI	WKK	431	431	1.7725
DMI	WKK	432	432	1.0000
DMI	WKK	433	433	1.8405
DMI	WKK	434	434	1.0000
DMI	WKK	435	435	2.0640
DMI	WKK	436	436	1.0000
DMI	WKK	437	437	2.5075
DMI	WKK	438	438	1.0000
DMI	WKK	439	439	3.3486
DMI	WKK	440	440	1.0000
DMI	WKK	441	441	2.2280
DMI	WKK	442	442	1.0000
DMI	WKK	443	443	1.5284
DMI	WKK	444	444	1.0000
DMI	WKK	445	445	0.8962
DMI	WKK	446	446	1.0000
DMI	WKK	447	447	0.0192
DMI	WKK	448	448	1.0000
DMI	WKK	449	449	0.4016
DMI	WKK	450	450	1.0000
DMI	WKK	451	451	0.5685
DMI	WKK	452	452	1.0000
DMI	WKK	453	453	0.6025

DMI	WKK	454	454	1.0000
DMI	WKK	455	455	0.5524
DMI	WKK	456	456	1.0000
DMI	WKK	457	457	0.2304
DMI	WKK	458	458	1.0000
DMI	WKK	459	459	48.9883
DMI	WKK	460	460	1.0000
DMI	WKK	461	461	1.9946
DMI	WKK	462	462	1.0000
DMI	WKK	463	463	1.7725
DMI	WKK	464	464	1.0000
DMI	WKK	465	465	1.8405
DMI	WKK	466	466	1.0000
DMI	WKK	467	467	2.0640
DMI	WKK	468	468	1.0000
DMI	WKK	469	469	2.5075
DMI	WKK	470	470	1.0000
DMI	WKK	471	471	3.3486
DMI	WKK	472	472	1.0000
DMI	WKK	473	473	2.2280
DMI	WKK	474	474	1.0000
DMI	WKK	475	475	1.5284
DMI	WKK	476	476	1.0000
DMI	WKK	477	477	0.8962
DMI	WKK	478	478	1.0000
DMI	WKK	479	479	0.0192
DMI	WKK	480	480	1.0000
DMI	WKK	481	481	0.4016
DMI	WKK	482	482	1.0000
DMI	WKK	483	483	0.5685
DMI	WKK	484	484	1.0000
DMI	WKK	485	485	0.6025
DMI	WKK	486	486	1.0000
DMI	WKK	487	487	0.5524
DMI	WKK	488	488	1.0000
DMI	WKK	489	489	0.2304
DMI	WKK	490	490	1.0000
DMI	WKK	491	491	48.9883

DMI	WKK	492	492	1.0000
DMI	WKK	493	493	1.9946
DMI	WKK	494	494	1.0000
DMI	WKK	495	495	1.7725
DMI	WKK	496	496	1.0000
DMI	WKK	497	497	1.8405
DMI	WKK	498	498	1.0000
DMI	WKK	499	499	2.0640
DMI	WKK	500	500	1.0000
DMI	WKK	501	501	2.5075
DMI	WKK	502	502	1.0000
DMI	WKK	503	503	3.3486
DMI	WKK	504	504	1.0000
DMI	WKK	505	505	2.2280
DMI	WKK	506	506	1.0000
DMI	WKK	507	507	1.5284
DMI	WKK	508	508	1.0000
DMI	WKK	509	509	0.8962
DMI	WKK	510	510	1.0000
DMI	WKK	511	511	0.0192
DMI	WKK	512	512	1.0000
DMI	WKK	513	513	0.4016
DMI	WKK	514	514	1.0000
DMI	WKK	515	515	0.5685
DMI	WKK	516	516	1.0000
DMI	WKK	517	517	0.6025
DMI	WKK	518	518	1.0000
DMI	WKK	519	519	0.5524
DMI	WKK	520	520	1.0000
DMI	WKK	521	521	0.2304
DMI	WKK	522	522	1.0000
DMI	WKK	523	523	48.9883
DMI	WKK	524	524	1.0000
DMI	WKK	525	525	1.9946
DMI	WKK	526	526	1.0000
DMI	WKK	527	527	1.7725
DMI	WKK	528	528	1.0000
DMI	WKK	529	529	1.8405
DMI	WKK	530	530	1.0000
-----	-----	-----	-----	---------
DMI	WKK	531	531	2.0640
DMI	WKK	532	532	1.0000
DMI	WKK	533	533	2.5075
DMI	WKK	534	534	1.0000
DMI	WKK	535	535	3.3486
DMI	WKK	536	536	1.0000
DMI	WKK	537	537	2.2280
DMI	WKK	538	538	1.0000
DMI	WKK	539	539	1.5284
DMI	WKK	540	540	1.0000
DMI	WKK	541	541	0.8962
DMI	WKK	542	542	1.0000
DMI	WKK	543	543	0.0192
DMI	WKK	544	544	1.0000
DMI	WKK	545	545	0.4016
DMI	WKK	546	546	1.0000
DMI	WKK	547	547	0.5685
DMI	WKK	548	548	1.0000
DMI	WKK	549	549	0.6025
DMI	WKK	550	550	1.0000
DMI	WKK	551	551	0.5524
DMI	WKK	552	552	1.0000
DMI	WKK	553	553	0.2304
DMI	WKK	554	554	1.0000
DMI	WKK	555	555	48.9883
DMI	WKK	556	556	1.0000
DMI	WKK	557	557	1.9946
DMI	WKK	558	558	1.0000
DMI	WKK	559	559	1.7725
DMI	WKK	560	560	1.0000
DMI	WKK	561	561	1.8405
DMI	WKK	562	562	1.0000
DMI	WKK	563	563	2.0640
DMI	WKK	564	564	1.0000
DMI	WKK	565	565	2.5075
DMI	WKK	566	566	1.0000
DMI	WKK	567	567	3.3486

DMI	WKK	568	568	1.0000
DMI	WKK	569	569	2.2280
DMI	WKK	570	570	1.0000
DMI	WKK	571	571	1.5284
DMI	WKK	572	572	1.0000
DMI	WKK	573	573	0.8962
DMI	WKK	574	574	1.0000
DMI	WKK	575	575	0.0192
DMI	WKK	576	576	1.0000
DMI	WKK	577	577	1.2492
DMI	WKK	578	578	1.0000
DMI	WKK	579	579	2.0627
DMI	WKK	580	580	1.0000
DMI	WKK	581	581	2.8480
DMI	WKK	582	582	1.0000
DMI	WKK	583	583	4.2052
DMI	WKK	584	584	1.0000
DMI	WKK	585	585	7.9116
DMI	WKK	586	586	1.0000
DMI	WKK	587	587	87.4435
DMI DMI	WKK WKK	587 588	587 588	87.4435 1.0000
DMI DMI DMI	WKK WKK WKK	587 588 589	587 588 589	87.4435 1.0000 -9.1114
DMI DMI DMI DMI	WKK WKK WKK WKK	587 588 589 590	587 588 589 590	87.4435 1.0000 -9.1114 1.0000
DMI DMI DMI DMI DMI	WKK WKK WKK WKK	587 588 589 590 591	587 588 589 590 591	87.4435 1.0000 -9.1114 1.0000 -4.1789
DMI DMI DMI DMI DMI DMI	WKK WKK WKK WKK WKK	587 588 589 590 591 592	587 588 589 590 591 592	87.4435 1.0000 -9.1114 1.0000 -4.1789 1.0000
DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI	WKK WKK WKK WKK WKK	587 588 589 590 591 592 593	587 588 589 590 591 592 593	87.4435 1.0000 -9.1114 1.0000 -4.1789 1.0000 -2.6347
DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI	WKK WKK WKK WKK WKK WKK	587 588 589 590 591 592 593 594	587 588 589 590 591 592 593 594	87.4435 1.0000 -9.1114 1.0000 -4.1789 1.0000 -2.6347 1.0000
DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI	WKK WKK WKK WKK WKK WKK	587 588 589 590 591 592 593 594 595	587 588 589 590 591 592 593 594 595	87.4435 1.0000 -9.1114 1.0000 -4.1789 1.0000 -2.6347 1.0000 -1.8741
DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI	WKK WKK WKK WKK WKK WKK	587 588 589 590 591 592 593 594 595 596	587 588 590 591 592 593 594 595 596	87.4435 1.0000 -9.1114 1.0000 -4.1789 1.0000 -2.6347 1.0000 -1.8741 1.0000
DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI	 WKK WKK WKK WKK WKK WKK WKK WKK WKK 	587 588 589 590 591 592 593 594 595 596 597	587 588 590 591 592 593 594 595 596 597	87.4435 1.0000 -9.1114 1.0000 -4.1789 1.0000 -2.6347 1.0000 -1.8741 1.0000 -1.4096
DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI	 WKK 	587 588 589 590 591 592 593 594 595 596 597 598	587 588 590 591 592 593 594 595 596 597 598	87.4435 1.0000 -9.1114 1.0000 -4.1789 1.0000 -2.6347 1.0000 -1.8741 1.0000 -1.4096 1.0000
DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI	 WKK 	587 588 589 590 591 592 593 594 595 596 597 598 599	587 588 589 590 591 592 593 594 595 596 597 598 599	87.4435 1.0000 -9.1114 1.0000 -4.1789 1.0000 -2.6347 1.0000 -1.8741 1.0000 -1.4096 1.0000 -1.0850
DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI	 WKK 	587 588 589 590 591 592 593 594 595 596 597 598 599 600	587 588 589 590 591 592 593 594 595 596 597 598 599 600	87.4435 1.0000 -9.1114 1.0000 -4.1789 1.0000 -2.6347 1.0000 -1.8741 1.0000 -1.4096 1.0000 -1.0850 1.0000
DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI	 WKK 	587 588 589 590 591 592 593 594 595 596 597 598 599 600 601	587 588 589 590 591 592 593 594 595 596 597 598 599 600 601	87.4435 1.0000 -9.1114 1.0000 -4.1789 1.0000 -2.6347 1.0000 -1.8741 1.0000 -1.4096 1.0000 -1.0850 1.0000 -0.8340
DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI	 WKK 	587 588 589 590 591 592 593 594 595 596 597 598 599 600 601 601 602	587 588 590 591 592 593 594 595 596 597 598 599 600 601 602	87.4435 1.0000 -9.1114 1.0000 -4.1789 1.0000 -2.6347 1.0000 -1.8741 1.0000 -1.4096 1.0000 -1.0850 1.0000 -0.8340 1.0000
DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI	 WKK 	587 588 589 590 591 592 593 594 595 596 597 598 599 600 601 601 602 603	587 588 589 590 591 592 593 594 595 596 597 598 599 600 601 602 603	87.4435 1.0000 -9.1114 1.0000 -4.1789 1.0000 -2.6347 1.0000 -1.8741 1.0000 -1.4096 1.0000 -1.0850 1.0000 -0.8340 1.0000 -0.6017
DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI DMI	 WKK 	587 588 589 590 591 592 593 594 595 596 597 598 599 600 601 601 602 603 604	587 588 589 590 591 592 593 594 595 596 597 598 599 600 601 602 603 604	87.4435 1.0000 -9.1114 1.0000 -4.1789 1.0000 -2.6347 1.0000 -1.8741 1.0000 -1.4096 1.0000 -1.0850 1.0000 -0.8340 1.0000 -0.6017 1.0000

\$ * * * MONITORING POINT FOR HINGE MOMENT * * * \$ \$DEFINES A COMPONENT FOR USE IN MONITORI POINT DEF OR EXTERNAL SPLINES \$ \$ AECOMP NAME LISTTYPE LISTIDI \$ AECOMP SUM AELIST 2005
S
\$ DEFINES AN INTEGRATED LOAD MONITOR POINT AT A POINT (X Y Z) IN A USER \$
φ DEFINED COODDRIATE SVETEM THE NITE OF A TOL CARE A DOLT THE DOLT φ
\$ DEFINED COORDINATE SYSTEM. THE INTEGRATED LOADS ABOUT THIS POINT OVER \$
\$ THE ASSOCIATED NODES WILL BE COMPUTED AND PRINTED FOR STATICS, DYNA-
\$ MICS AND STATIC AEROELASTIC TRIM ANALYSES AND FORM INTEGRATED LOADS \$
\$ ON THE NONLINEAR STATIC AEROELASTIC DATABASE \$
\$MONPNT NAME LABEL \$
\$ AXES COMP CP X Y Z CD \$
MONPNT1 HINGE_M ELEVATOR_HINGE_MOMENT
123456 SUM 10 0.0 0.0 0.0 10
\$ \$
BAH_MONPNT1.DAT Input file

BAH_FACTOR.DAT Input file

DMI	WKK	606	606	1.0000
DMI	WKK	607	607	-0.0535
DMI	WKK	608	608	1.0000

```
ID MSC, HA144B
$$$$$$ HANDBOOK FOR AEROELASTIC ANALYSIS EXAMPLE HA144B $$$$$$
$$
$ MODEL DESCRIPTION BAH JET TRANSPORT WING EXAMPLE $
$ CANTILEVERED WING WITH TEN BEAM $
$ ELEMENTS AND DUMBBELL MASSES $
$$
$ SOLUTION STATIC AEROELASTIC SOLUTION TO $
$ AN AILERON DEFLECTION USING DOUBLET $
$ LATTICE METHOD AERODYNAMICS AT MACH $
$ NO. 0.0 $
$$
$$
$ OUTPUT PLOT OF THE STICK MODEL AND AERO $
$ GRID, LISTS OF RESTRAINED AND $
$ UNRESTRAINED ANTISYMMETRIC STATIC $
$ STABILITY DERIVATES PLUS THE $
$ STRESSES AND DEFLECTIONS FOR A $
$ TYPICAL DESIGN CONDITION $
$$
$$$$$$$$ $$$$$$$
TIME 5 $ TIME IN CPU MINUTES
SOL 144 $ STATIC AERO
CEND
TITLE = EXAMPLE HA144B: BAH JET TRANSPORT WING DYNAMIC ANALYSIS
SUBTI = ANTISYMMETRIC, 58 BOXES, DOUBLET-LATTICE AERO
LABEL = AILERON ROLL, STATIC AERO SOLUTION
ECHO = BOTH
SPC = 13 $ SYMMETRIC CONSTRAINTS
MPC = 1 $ CONTROL SURFACE RELATIVE MOTION
$ OUTPUT
SET 2 = 7 THRU 12
SET 3 = 11
DISP = 2
SPCF = 3
AEROF = ALL
APRES = ALL
TRIM = 1
BEGIN BULK
$1..2..3..4..5..6..7..8..9..10.
                            * * * * * * * * * * * * * * * * * *
$*** * * * *
$$
$ THE ANNOTATIONS IN THIS INPUT DECK ARE INTENDED TO $
$ EXPLAIN THE DATA ON THE CARD IMAGES FOR THIS SPECIFIC $
$ EXAMPLE WITHOUT REFERENCE TO THE VARIOUS MANUALS WHERE $
$ MORE GENERAL DESCRIPTIONS WILL BE FOUND. $
$$
INCLUDE 'BAH STRUCT.dat'
INCLUDE 'BAH MASS.dat'
INCLUDE 'BAH_AILERON.dat'
$$
$ * * STRUCTURAL CONSTRAINTS * * $
$$
$ THE SPC ENTRY DEFINES SETS OF SINGLE-POINT CONSTRAINTS $
$ AND ENFORCED DISPLACEMENTS. IT LISTS THE ID, GRID POINT $
$ NO., CONSTRAINED DOFS AND VALUE OF AN ENFORCED DISPLACE- $
$ MENT. $
$$
   SID G C D
S
SPC 13 11 1246
$$
$ THE SUPORT ENTRY IDENTIFIES A GRID POINT OR A SCALAR POINT $
$ AND SPECIFIES THE DOF COMPONENTS IN WHICH THE USER DESIRES $
$ REACTIONS TO BE APPLIED TO PREVENT RIGID BODY MOTION. IT $
$ THUS INVOKES THE SOLUTION OF THE BALANCE EQUATIONS TO DETER-$
$ MINE THE REACTIONS. IN THE STATIC AEROELASTIC SOLUTION $
$ THE DOF COMPONENTS MUST BE CONSISTENT WITH THE UNDEFINED $
$ VARIABLES ON THE TRIM ENTRIES. $
```

```
$ $
SUPORT 11 35
$$
$$
$ * * * AERODYNAMIC DATA * * * $
$$
$ (LB-IN-SEC SYSTEM) $
$$
$ * * ELEMENT GEOMETRY * * $
$$
$ THE AERO ENTRY IS UNIQUE TO THE STATIC AEROELASTICITY $
$ SOLUTION, SOL144. ACSID IDENTIFIES THE AERO COORDINATE $
$ SYSTEM, RCSID IDENTIFIES THE REFERENCE COORDINATE SYS-
$ TEM FOR RIGID BODY MOTION. REFC IS THE REFERENCE CHORD. $
$ REFB IS THE REFERENCE SPAN. REFS IS TH REFERENCE WING $
$ AREA. SYMXZ AND SYMXY ARE SYMMETRY KEYS. $
$$
   ACS RCID CHORD SPAN AREA SYMXZ SYMXY
S
AEROS 1 1 162.5 1000.0 81250.0 1
$$
$ * CONTROL SURFACE DEFINITION * $
$$
$ THE AESURF ENTRY DEFINES AN AERODYNAMIC CONTROL SURFACE. $
\ LISTED ARE THE ALPHANUMERIC NAME OF THE SURFACE, THE ID \
$ OF A COORDINATE SYSTEM THAT DEFINES THE HINGE LINE AND $
$ THE ID OF AN AELIST ENTRY. $
$$
   ID LABEL CID1 ALID1 CID2 ALID2
S
AESURF 504 AILE 10 2005
$$
$ THE CORD2R ENTRY DEFINES THE COORDINATE SYSTEM IN WHICH THE $
$ HINGE-LINE IS DEFINED. IT LISTS THE ORIGIN, A POINT ALONG $
$ THE Z-AXIS AND A POINT IN THE X-Z PLANE. $
$$
   CID RID A1 A2 A3 B1 B2 B3
S
CORD2R 10
$ C1 C2 C3
               -53.0 370.0 0.0 -53.0 370.0 -1. +CR10
+CR10 -45.0 450.0 0.0
88
INCLUDE 'BAH AERO.dat'
$$
$ THE AELIST ENTRY LISTS AERODYNAMIC BOXES THAT LIE ON THE $
$ CONTROL SURFACE. $
$$
    SID E1 E2 E3 ETC
$
AELIST 2005 2013 2014 2015 2016 2029 2030 2031 +AE6
+AE6 2032 2045 2046 2047 2048 2061 2062 2063 +AE7
+AE7 2064 2077 2078 2079 2080 2093 2094 2095 +AE8
+AE8 2096 2109 2110 2111 2112 2125 2126 2127 +AE9
+AE9 2128 2141 2142 2143 2144 2157 2158 2159 +AA1
+AA1 2160 2173 2174 2175 2176
$$
$ BEAM SPLINE FIT ON THE AILERON $
$$
$ THE SPLINE1 ENTRY DEFINES A SURFACE SPLINE FOR INTERPO- $
$ LATING OUT-OF-PLANE DISPLACEMENTS FROM THE STRUCTURAL $
$ GRID POINTS ON THE SETG ENTRY TO THE SUB-REGION DEFINED $
$ BY AERODYNAMICS BOXES 2006 THRU 2018 OF THE REGION ON THE $
$ CAERO1 ENTRY. DZ=0 SPECIFIES THAT NO SMOOTHING OF THE $
$ SPLINE IS TO BE IMPOSED $
$$
   EID CAERO BOX1 BOX2 SETG DZ
SPLINE1 104 2001 2013 2176 15
S.S.
$ THE SET1 ENTRY DEFINES THE SETS OF POINTS TO BE USED BY $
$ THE SURFACE SPLINE FOR INTERPOLATION. $
$ SID G1 G2 G3 G4 G5 G6
SET1 15 8 10 12
$$
INCLUDE 'BAH FACTOR.dat'
$ * * * SOLUTION SPECIFICATIONS * * * $
$$
$ * * AERODYNAMIC DOFS * * $
```

\$\$ \$ THE AESTAT ENTRY LISTS TRIM VARIABLES USED TO SPECIFY \$ \$ RIGID BODY MOTION. THESE AND THE CONTROL SURFACE \$ \$ ROTATIONS MAKE UP THE VARIABLES IN THE EQUATIONS OF \$ \$ MOTION. \$ \$\$ AESTAT 501 PITCH AESTAT 502 URDD5 AESTAT 503 ANGLEA \$ * * TRIM CONDITIONS * * \$ \$\$ \$ THE TRIM ENTRY SPECIFIES CONSTRAINTS FOR THE TRIM VARIABLES \$ \$ LISTED IN THE AESTAT AND AESURF ENTRIES. LISTED ARE ITS ID, \$ \$ THE MACH NUMBER, DYNAMIC PRESSURE AND PAIRS OF TRIM VARI-\$ \$ ABLES AND THEIR CONSTRAINED VALUES. THOSE THAT ARE NOT \$ \$ HELD FIXED MUST BE CONSTRAINED BY REACTION FORCES STIPU- \$ \$ LATED ON THE SUPORT ENTRY. SEE SECTION 3.5.3 OF THE THEO- \$ \$ RETICAL MANUAL FOR MORE DETAILS. \$ \$\$ \$ TRIM CONDITION 1: STEADY ROLL \$ \$\$ \$ ID MACH Q LABEL1 UX1 LABEL2 UX2 \$ TRIM 1 0.393 1.589 ANGLEA 0.175 AILE 0.35 \$\$ \$ THE PARAM, AUNITS, GINV PERMITS THE ACCELERATIONS ON THE TRIM \$ \$ ENTRY TO BE SPECIFIED IN UNITS OF LOAD FACTOR (I.E., IN G'S) \$ \$\$ PARAM AUNITS .0025907 \$\$ INCLUDE 'BAH MONPNT1.dat' \$\$ \$ ENDDATA

Sol144.dat Input file

Appendice C

DATABA	ASE α=1	0° τ=20°	cfd ξ=0.7			
x[in]	y[in]	Dcpe	Pke[lbf]	Dcpt	Pkt[lbf]	Wkk
35.73086	428.50000	1.62592	190.33816	3.58502	419.67955	0.45353
28.36367	428.50000	0.93618	109.59376	1.38365	161.97656	0.67660
20.99648	428.50000	0.57593	67.42146	0.74901	87.68273	0.76893
13.62930	428.50000	0.33356	39.04838	0.39901	46.71034	0.83597
6.26211	428.50000	0.14170	16.58791	0.16610	19.44392	0.85312
-1.10508	428.50000	-0.01469	-1.72012	-0.00238	-0.27811	6.18514
-8.47227	428.50000	-0.16670	-19.51498	-0.12947	-15.15632	1.28758
-15.83945	5 428.50000	-0.30894	-36.16585	-0.22740	-26.62019	1.35859
-23.20664	4 428.50000	-0.46299	-54.19999	-0.30354	-35.53420	1.52529
-30.57383	3 428.50000	-0.64263	-75.22865	-0.36304	-42.49965	1.77010
-37.94102	2 428.50000	-0.89760	-105.07692	-0.41059	-48.06556	2.18612
-45.30820	428.50000	-1.39717	-163.55899	-0.45430	-53.18204	3.07546
-52.67539	9 428.5000	-1.04731	-122.60270	-0.54392	-63.67329	1.92550
-60.04258	8 428.50000	-0.51000	-59.70262	-0.42646	-49.92303	1.19589
-67.40977	7 428.50000	-0.20698	-24.23061	-0.34726	-40.65165	0.59605
-74.77695	5 428.50000	0.00751	0.87933	-0.23983	-28.07594	-0.03132

Esempio Database DBa10t20 cfd

Ringraziamenti

Giunto al termine del mio percorso universitario, ci tengo a ringraziare le persone che hanno contribuito alla realizzazione di questo importante traguardo, senza le quali sarebbe stato tutto più faticoso. In primis voglio ringraziare il Professore Michele Ferlauto per l'aiuto fornitomi e per la dedizione che ha avuto nei miei riguardi. A seguito di questi mesi di lavoro ho potuto apprezzare la sua grande professionalità e la passione che impiega nel suo lavoro, di cui sicuramente farò tesoro per il mio futuro.

Voglio ringraziare inoltre la Leonardo Company – Aircraft Division per la grandissima opportunità che mi è stata concessa, in particolare gli Ingegneri Vincenzo Vaccaro ed Emanuele Bottone con i quali ho lavorato per la stesura della Tesi. Oltre a grandi Ingegneri, ho potuto conoscere grandi persone che mi hanno costantemente supportato ed accompagnato con grande disponibilità verso il traguardo finale.

Un ringraziamento speciale è per i miei genitori, grazie per avermi sostenuto, sopportato e abbracciato nei momenti di grande sconforto e tristezza, ma anche per aver gioito per me e con me in momenti indimenticabili come questo. Spero di continuare a rendervi fieri di me. Grazie a Cristina per i consigli e l'affetto che mi hai sempre saputo dare. Grazie a nonna Marilena e a nonno Flavio, a cui dedico la mia tesi.

Inoltre, non posso non ringraziare il mio sosia e gemello Alessandro, grazie per spronarmi a fare sempre meglio e per poter contare su di te per qualunque cosa. Spero di poter essere in futuro la spalla che tu sei per me.

Se non la ringrazio mi buca tutte le gomme della macchina. Sì, sto parlando proprio di Giulia, la mia ragazza. Un semplice grazie non basterebbe per esprimere tutta la mia gratitudine per l'amore e l'affetto dimostrato. In questi anni hai saputo rendere il mio percorso di vita migliore e più felice, facendomi maturare come persona. Grazie per esserti presa cura di me in queste ultime settimane di fuoco e per farmi vedere sempre il sole anche quando c'è una tempesta.

Voglio ringraziare anche chi ha contribuito a movimentare le giornate tra un esame e l'altro, i miei migliori amici Simone e Marco. So che non è stato facile sopportami nei mesi degli esami, ma prometto che ci rifaremo alla grande, anzi grandissima.

Ultimi ma non per importanza, voglio ringraziare i miei compagni di avventura universitaria Davide, Andrea e Antonio. Sono stati degli anni durissimi ma grazie a voi sono comunque volati. Grazie per tutte le volte che mi avete tenuto il posto a lezione... Non avrei potuto chiedere di meglio come colleghi e uomini.

Per concludere, un grazie a tutti gli altri amici e parenti, non basta un solo paragrafo per ringraziare tutte le persone che mi hanno aiutato in questi anni.

Edoardo