

PROGRAMMA DEL CORSO DI AERODINAMICA DEGLI AEROMOBILI - FACOLTÀ DI INGEGNERIA ANNO ACCADEMICO 2012-2013

LUNEDÌ 24 SETTEMBRE 2012 (h 2)

La Ragione Sociale del Corso: importanza dell'ala a freccia nella motivazione dell'esistenza del corso. L'esigenza del volo a velocità quanto più elevata possibile, il trasporto commerciale veloce, inquadramento negli aspetti di traffico aereo e di produzione industriale su grande scala del velivolo con ala a freccia.

Il velivolo nel moto livellato come punto materiale, portanza e resistenza, equilibrio con peso e spinta.

Architettura di un velivolo. Forze e momenti aerodinamici. Il carico alare medio, evoluzione nel corso degli anni con la crescita tecnologica. Il carico puntuale. Coefficienti di portanza, resistenza e momento.

Equazione fondamentale del volo, la velocità minima, coefficiente di portanza massimo.

Numeri di Mach critici, definizione e significato. Campi di moto transonici, subsonici, supersonici.

Il Database aerodinamico di un velivolo. Unità di misura del coefficiente di resistenza: il Drag Count. Polari e curve di comprimibilità.

ASSEGNO.

- Esercizio **L'AERODINAMICA DEL PROFILO ALARE**, punti 1. e 2.

- Esercizio **L'AERODINAMICA DEL VELIVOLO**

- Ripetizione del Cap. II degli Appunti per le parti già studiate per la Laurea.

MERCOLEDÌ 26 SETTEMBRE (h 4)

FLUIDOMECCANICA. Che cosa è un campo di moto?. Sul concetto di velocità in un fluido: Teoria cinetica, la velocità peculiare, ipotesi del continuo, le particelle fluide e la velocità di massa, concetto di campo di moto, critica del concetto di bidimensionalità su piccole scale.

Sul funzionamento dell'ala a freccia. L'ala, forma in pianta e allungamento. Il concetto di ala infinita intesa come macchina astratta, limite di un'ala rettangolare al crescere dell'apertura, ma tenendo fissata la superficie; ala infinita a freccia. Il profilo alare, distribuzioni di velocità e pressione sul profilo, il carico sul profilo. Il modello di moto più semplice, il campo di moto per l'ala dritta e per l'ala 'infinita' dritta. Le linee di corrente per l'ala dritta. Le linee di corrente per un'ala a freccia infinita: campo di moto ideale intorno all'ala infinita a freccia, decomposizione dell'atto di moto, flusso efficace e flusso ozioso, distorsioni e flessi, critica del concetto di bidimensionalità. Importanza della comprensione del funzionamento dell'ala dritta per comprendere l'ala a freccia. Importanza delle conoscenze dell'Aerodinamica bidimensionale per il funzionamento delle ali.

Una descrizione dei modelli di moto in Fluidodinamica a partire dalla Teoria Cinetica e fino ai modelli meno generali: un quadro sinottico della modellistica per l'aerodinamica applicata. Le equazioni di Navier-Stokes, i modelli di moto non viscoso e viscoso. Forme ridotte per il moto viscoso, il modello di strato limite e sua fisicità per le Scienze del Volo: un aeromobile in crociera può essere modellato mediante un modello non viscoso corretto mediante strato limite, per l'assenza di flussi separati (a differenza degli altri veicoli). Modelli non viscosi a partire dalle Equazioni di Eulero, successive approssimazioni a potenziale, il modello esatto in ambito non viscoso retto dall'equazione di Laplace. Le equazioni-modello di Burgers.

MERCOLEDÌ 26 SETTEMBRE (h 6)

Il campo attorno al cilindro: il moto a potenziale armonico, condizione di regolarità. la soluzione del cilindro fisso e del cilindro rotante, cresta e punti di ristagno, il cilindro visto come un profilo portante, sovrapposizione di campi di moto armonici: campo uniforme, doppietta e vortice. Il cilindro come generatore del campo di moto attorno a qualsiasi profilo.

Presentazione di un'applicazione numerica per la descrizione del campo di moto intorno ad un cilindro a freccia (caso non portante, caso portante), generalizzazione al caso del profilo.

ASSEGNO.

- Esercizio: POST PROCESSING in applicazione alla descrizione delle linee di corrente su un'ala infinita a freccia.

LUNEDÌ 1 OTTOBRE 2012 (h 8)

La soluzione generale intorno all'ellisse, effetti di spessore ed angolo di attacco su punto di ristagno e cresta. Retta di portanza, formula per il gradiente della della di portanza.

Influenza della curvatura: angolo di portanza nulla del profilo.

Il coefficiente di pressione, descrizione, significati ed importanza.

Linee di corrente su ala a freccia in un caso non simmetrico.

Teoria del Profilo Stottile. Separazione degli effetti di spessore, curvatura ed angolo d'attacco, cenno all'esistenza di una teoria unificata (Lighthill). La soluzione di Glauert.

MERCOLEDÌ 3 OTTOBRE (h 10)

Teoria del Profilo Stottile. La Teoria di Glauert risolve il Problema di Neumann per l'equazione di Laplace approssimando l'imposizione della condizione al contorno. La soluzione di Glauert, legame tra i suoi coefficienti e la forma della linea media, determinazione dei coefficienti per linee medie di forma arbitraria. Effetto della linea media sulle caratteristiche aerodinamiche del profilo: gradiente della retta di portanza, angolo di portanza nulla, retta di portanza. Angolo di attacco ideale, il carico basico sulla linea media, il carico di progetto del profilo. La vorticità: legame e differenza con il vortice equivalente, relazione tra carico e vorticità nell'ipotesi di piccole perturbazioni.

Anatomia di un profilo alare. Profili low speed, i profili NACA: Linea media e spessore dei profili NACA a 4 e 5 cifre.

MERCOLEDÌ 3 OTTOBRE (h 12)

Pacchetti SW per l'Aerodinamica Applicata. Metodi integrali: il codice Xfoil, descrizione del SW ed esempi applicativi.

I prodromi della teoria di Prandtl per l'ala dritta: bidimensionalità del flusso longitudinale su ciascun profilo che costituisce l'ala (ipotesi fondamentale della Teoria di Prandtl per l'ala, collegamento con l'allungamento alare), la 'scomparsa' dell'ala sostituita dalla linea portante (supporto di un vortice di intensità variabile lungo l'apertura), esigenza della scia vorticoso nella striscia a $z=0$, il legame tra la vorticità libera ed il carico lungo l'apertura.

Distribuzione di portanza sull'ala.

ASSEGNO.

- Esercizio: **L'AERODINAMICA DEL PROFILO ALARE**, punto 3.

LUNEDÌ 8 OTTOBRE 2012 (h 14)

Il problema dell'interpolazione di una tabella di punti. Costruzione di un profilo assegnato per punti.

ALI IN CAMPO NON VISCOSO. L'ala. Distribuzione di pressione sulla superficie, portanza dell'ala come integrazione della distribuzione di carico puntuale sulla forma in pianta, distribuzione di pressione lungo sezioni longitudinali (portanza di profilo), distribuzione di portanza lungo l'apertura e carico alare dimensionale, coefficiente di portanza per l'ala, il carico alare adimensionale lungo l'apertura. La questione della bidimensionalità del campo di moto per le sezioni dell'ala: il concetto di carico nel caso di flusso bidimensionale o non bidimensionale lungo l'apertura: diverso significato del coefficiente di portanza tra i due casi. Differenza tra le distribuzioni lungo l'apertura del carico e del coefficiente di portanza: quest'ultimo è l'indicatore della qualità del funzionamento aerodinamico della sezione. Individuazione dei parametri che caratterizzano il carico, fissato l'angolo di attacco: forma in pianta, (distribuzione delle corde, allungamento), tipo di profilo (variazione della retta di portanza nulla e del gradiente della retta di portanza lungo l'apertura). Caratteristiche delle diverse forme in pianta, differenze. Qualità del carico: la resistenza indotta, breakdown della resistenza.

Due decomposizioni. Decomposizione del carico in una parte simmetrica ed in una parte antisimmetrica. Introduzione ai carichi di manovra, comandi primari: gli alettoni (bassa ed alta velocità), spoiler. Decomposizione del carico simmetrico in carico addizionale e carico basico. Modulazione del carico lungo l'apertura: svergolamento geometrico, svergolamento aerodinamico, leggi di svergolamento (lineare, parabolico). Retta ed angolo di portanza nulla dell'ala, il problema della determinazione dell'angolo di portanza nulla dell'ala.

Il carico ellittico.

ALA DIRITTA. L'ala ellittica. Il metodo approssimato di Schrenk per il carico addizionale, proprietà di attrattore dell'ala ellittica.

MERCOLEDÌ 10 OTTOBRE (h 18, 2 lezioni)

Una Teoria Globale per ala e velivolo. Il Modello Globale per portanza e resistenza indotta: generazione Newtoniana della forza aerodinamica diretta perpendicolarmente alla bisettrice del gomito equivalente, portanza e resistenza, considerazioni sull'energia cinetica 'perduta', sviluppi formali e risultati, effetto dell'apertura, coefficienti aerodinamici, la polare parabolica, effetto dell'allungamento, il significato del fattore di correzione per la massa. Possibilità di ottenere la stessa portanza con diversa resistenza indotta. Annullarsi del downwash a valle dell'ala infinita.

ESERCIZIO: applicazione della Teoria Globale.

ALA DIRITTA. Descrizione critica del modello di Prandtl, approssimazioni e limiti. Il vortice aderente di intensità variabile e la conseguente vorticità libera., ipotesi sulla scia, ipotesi di bidimensionalità nei piani (x-z). Inferenza della Teoria Globale sulla valutazione del downwash sull'ala: la scelta di dimezzare il downwash nel piano di Trefftz ed applicarlo sulla linea portante. Le equazioni costitutive. La scia vorticoso, equivalenza con una scia di doppiette, discontinuità del potenziale attraverso la scia. Il modello matematico della Teoria di Prandtl per l'ala: si sta risolvendo implicitamente l'equazione di Laplace, ma.... dove sono la condizione al contorno e la condizione di chiusura? Imposizione implicita della condizione di flusso tangenziale. La soluzione di Prandtl, importanza del Data Base bidimensionale. Il carico e la resistenza indotta. Una soluzione fondamentale: carico ellittico ed ala ellittica, visti come soluzione di un problema di Fisica Matematica con un vincolo di minimo valore per un funzionale, la resistenza indotta. Qualità della distribuzione di carico e fattore di Oswald: condizione di minima resistenza ed interpretazione, vincoli sul carico, il carico desiderato. Presentazione del metodo di Multhopp per la soluzione del modello di Prandtl. Descrizione del codice per il metodo di Multhopp: struttura della matrice di induzione, riduzioni del rango per i carichi decomposti.

LUNEDÌ 15 OTTOBRE 2012 (h 20)

Descrizione del campo di moto attorno ad un aeromobile al variare dell'allungamento. Effetti di tridimensionalità sulle ali: il crossflow su ali diritte portanti, genesi fisica della scia vorticoso libera. Limiti della Teoria Globale e del modello di Prandtl al diminuire dell'allungamento ed all'aumentare dell'angolo di attacco. Soluzione dell'ala ellittica, andamento generale del gradiente della retta di portanza in funzione dell'allungamento, cenno all'effetto della freccia. Influenza dell'allungamento alare sul gradiente della retta di portanza dell'ala. Calcolo del carico totale con il modello di Prandtl. Eventuale carico basico (portanza nulla), indipendente dall'angolo di attacco: va determinato l'angolo di portanza nulla insieme al carico basico, l'equazione addizionale esprime il fatto che il coefficiente di portanza è nullo. Eventuale carico antisimmetrico (portanza nulla), indipendente dall'angolo di attacco, modo di valutare l'effetto della deflessione degli alettoni sul carico lungo l'ala: calcolo della variazione dell'angolo di portanza nulla di un profilo dovuta alla deflessione di una parte mobile. Carico addizionale proporzionale all'angolo di attacco misurato rispetto alla retta di portanza nulla. La resistenza indotta a portanza nulla: valutazione dell'effetto di svergolamento e dell'antisimmetria. Nota sulla resistenza indotta: tubo e tubetti di flusso. La polare indotta.

ASSEGNO.

- Un'applicazione numerica per la polare indotta mediante applicazione del metodo di Multhopp. .

FLUIDOMECCANICA. Velocità in un punto nel tempo. Velocità media, le fluttuazioni, l'energia cinetica turbolenta, la struttura 'a vortici', la turbolenza e le sue scale, fattore di turbolenza e sua importanza nel volo.

MERCOLEDÌ 17 OTTOBRE (h 24, 2 lezioni)

Il momento di beccheggio della forza aerodinamica: centro di pressione, centro aerodinamico del profilo. Profilo sottile. Il fuoco (o punto neutro anteriore). Il punto neutro posteriore, la teoria, le proprietà; sostituzione di una lastra piana con un vortice concentrato. Metodo a vortici concentrati per linee medie (consistente, mentre la teoria del profilo sottile non lo è), estensione ad ali infinitamente sottili, il metodo Vortex lattice come superamento della Teoria di Prandtl per valutare il carico anche lungo i profili.

ASSEGNO.

- POST PROCESSING. Ricostruzione e descrizione grafica del campo di pressioni sulla superficie di un'ala una volta noto il carico alare.

Equilibrio e stabilità del velivolo. Equilibrio alla traslazione verticale ed alla rotazione intorno all'asse di beccheggio del velivolo parziale, collocazione del baricentro, posizione del centro di pressione, necessità degli impennaggi, considerazioni sul trimmaggio del velivolo. Turbolenza in volo e modellazione delle raffiche, stabilizzazione alla raffica verticale mediante il piano orizzontale di coda con introduzione di un'ulteriore aliquota di resistenza indotta, stabilizzazione rispetto all'asse di imbardata mediante il verticale.

ALA A FRECCIA. L'ala a freccia sposta a velocità più elevate i problemi di comprimibilità legati alla nascita di onde d'urto normali in campo transonico, e di norma l'angolo di freccia è imposto dalla comprimibilità.

L'ipotesi di flusso bidimensionale per i profili dell'ala non è più valida.

La riduzione della portanza: nel Modello Globale si vede la riduzione della portata d'aria efficace. Il cosiddetto Principio del Coseno, motivazione euristica e limiti di validità: si riduce la pressione dinamica effettiva, cambia il profilo effettivo con

aumento dello spessore percentuale effettivo -e quindi il gradiente della retta di portanza dei profili- e dell'angolo di attacco effettivo. Aumento della superficie in pianta per compensare la riduzione della portanza, aggravio di peso, necessità di un ulteriore aumento della superficie in pianta. Spostamento dei carichi, incremento dei carichi torsionali, Modello di funzionamento dell'ala a freccia, l'estensione di Weissenger del modello di Prandtl all'ala a freccia: schema vorticoso, il vortice aderente e necessità della sua collocazione, cenni all'impiego delle proprietà del Punto Neutro Posteriore nel modello di Weissenger, limiti di validità. Comparsa della parte libera del vortice aderente, induzione differenziata tra mezzzeria ed estremità e variazione del downwash rispetto all'ala diritta in dipendenza dal segno della freccia e spiegazione dello spostamento dei carichi: esigenza di un opportuno svergolamento. Introduzione agli effetti della comprimibilità.

LUNEDÌ 22 OTTOBRE 2012 (h 26)

EFFETTI DELLA COMPRIMIBILITÀ LINEARE E NON LINEARE IN AMBITO NON VISCOSO: la fisica e la modellistica al crescere del numero di Mach. Numeri di Mach caratteristici.

L'importanza della propagazione dei piccoli disturbi nella determinazione della struttura di un campo di moto.

Comprimibilità lineare. Dal moto iposonico al moto subsonico: una distinzione necessaria tra le diverse equazioni di stato che si assumono nei due casi, scorrimenti nel campo incomprimibile od iposonico, incremento degli scorrimenti a causa della comprimibilità, esaltazione delle variazioni del numero di Mach, esaltazione delle forze di pressione. Il calcolo del numero di Mach critico inferiore e sua dipendenza.

Comprimibilità non lineare: il campo transonico. Distorsioni del campo di moto al di sopra del numero di Mach critico inferiore a causa della limitata propagazione dei piccoli disturbi, formazione di regioni supersoniche confinate che iniziano con una linea sonica e terminano con l'onda d'urto normale, genesi dell'urto normale, nascita della resistenza d'onda. Evoluzione al crescere del numero di Mach fino a condizioni asintotiche supersoniche: spostamento delle onde d'urto, superamento della cosiddetta barriera del suono ed onda d'urto curva staccata: lungo l'onda si verificano tutte le possibili condizioni d'urto al numero di Mach della corrente asintotica, il campo di moto rotazionale a valle dell'urto. Il Principio di Indipendenza. Divergenza del numero di Mach critico superiore per geometrie a bordo arrotondato, l'esempio degli oggetti per il volo spaziale al rientro: posizione dell'urto staccato, *Stand off distance*, l'onda d'urto come freno, effetti dell'urto in campo ipersonico. Divergenza della resistenza, convenzione per numero di Mach di divergenza, assetti possibili per il volo transonico.

La regola delle aree in campo transonico.

MERCOLEDÌ 24 OTTOBRE (h 28, 2 lezioni)

MODELLI MATEMATICI. I diversi modelli di moto non viscoso per il moto comprimibile ed i relativi campi di applicazione.

Dalle equazioni di Eulero all'introduzione del potenziale di velocità. Equazione completa (non lineare) per il potenziale.

Linearizzazione delle condizioni al contorno: la SPTE (=piccoli disturbi ed un grande effetto, l'onda d'urto normale), l'equazione di Prandtl-Glauert, similitudini subsoniche. Equivalenza del modello a potenziale linearizzato di Prandtl-Glauert e del modello esatto (Eulero) in campo subsonico. La rampa di compressione, l'abbaco d'urto.

Pacchetti SW per l'Aerodinamica Applicata. Metodi CFD: introduzione alla suite ANSYS. Generazione di una griglia di calcolo Euleriana intorno ad un profilo alare.

LUNEDÌ 29 OTTOBRE 2012 (h 30)

Il campo supersonico: formazione dell'urto obliquio sulla prua degli oggetti a bordo di attacco aguzzo. Profili a bordo aguzzo per il volo supersonico: evoluzione del campo aerodinamico dalla bassa velocità fino al numero di Mach critico superiore. Il profilo supersonico in campo supersonico: calcolo del numero di Mach critico superiore e campo di moto con la teoria dell'urto-espansione.

Riepilogo delle proprietà dei profili secondo le previsioni del modello non viscoso.

ASSEGNO.

- Il profilo per il volo supersonico in campo supersonico.

Descrizione del campo di moto attorno ad un aeromobile al variare del numero di Mach: differenze tra i vari regimi di volo.

Evoluzione del coefficiente di pressione sul profilo. Andamento dei coefficienti aerodinamici (portanza, momento, resistenza indotta, resistenza d'onda) al crescere del numero di Mach, risultati dal Principio di Indipendenza in condizioni soniche (a $M=1$ C_l cresce, C_d presenta il massimo).

Aumento dei numeri di Mach critici con la freccia. Impiego della freccia per innalzare le velocità di volo.

EFFETTI DELLA VISCOSITÀ: Introduzione.

MERCOLEDÌ 31 OTTOBRE (h 34, 2 lezioni)

EFFETTI VISCOSI. La viscosità dei fluidi, il coefficiente di viscosità, differenza tra acqua ed aria. Considerazioni sul moto in prossimità di una parete di un fluido continuo nel caso non viscoso e nel caso viscoso, ipotesi di aderenza, cenno alle correnti slittanti.

STRATO LIMITE. Richiamo delle classiche definizioni e proprietà di strato limite (isobaricità trasversale, parabolicità, trascurabilità degli effetti di curvatura). Il concetto di strato limite contrapposto al concetto di moto viscoso senza specificazione. Un velivolo in crociera vola in un campo di strato limite contenuto in un campo Euleriano, validità ed efficacia di un'analisi Eulero-strato limite con interazione mutua. Nel campo di moto retto dalle equazioni di Navier-Stokes in prossimità di una superficie lo strato limite esiste, ma non viene esplicitamente individuato. Principali proprietà fisiche e matematiche dello strato limite. Struttura trasversale: il profilo di velocità, spessore dello strato limite in dipendenza della convenzione. Il flusso 'esterno'. Lo strato limite sulla lastra piana: forma ed estensione dello strato limite. Il caso del profilo alare: la soluzione del problema dello strato limite come soluzione di due semiproblemi lungo le linee di corrente del dorso e del ventre.

Grandezze puntuali ed integrali relative al profilo di velocità: coefficiente di attrito, spessore di spostamento e suo significato in termini di inspessimento e soffiamento, spessore di quantità di moto e suo significato in termini di resistenza, difetto di massa e di quantità di moto nel piano di Trefftz. Esistenza dello spessore di energia. Il primo fattore di forma H come caratterizzante la forma del profilo di velocità. Soffiamento indotto dallo strato limite, equivalenza con il concetto di inspessimento. Il profilo equivalente inspessito secondo Prandtl, il profilo equivalente soffiato che è di più conveniente impiego.

Pacchetti SW per l'Aerodinamica Applicata. Metodi CFD: calcolo del flusso Euleriano intorno ad un profilo alare a bassa velocità.

LUNEDÌ 5 NOVEMBRE 2012 (h 36)

FLUIDOMECCANICA.

Profili di velocità: i flessi, la pendenza a parete, la separazione del flusso. Legge fenomenologica per il flusso spontaneo di grandezze estensive. Il drenaggio di energia e quantità di moto dal flusso 'esterno'. Il trascinamento di massa nello strato limite. Definizione di moto laminare: meccanismo di scambio della quantità di moto, attrito, forza e coefficiente di attrito, il Tensore degli Sforzi viscosi e sua particolarizzazione, la legge di Newton. Strato limite laminare: profili di velocità e valori tipici di H , sforzo viscoso a parete. Il concetto di aria calma.

Introduzione alla turbolenza. Definizione di moto turbolento in riferimento alla velocità di massa, importanza. La turbolenza è sempre tridimensionale (il moto piano non esiste). Le medie, il Fattore di Turbolenza ed intensità della turbolenza, cenno ai metodi di simulazione diretta (DNS) ed alle equazioni di Reynolds (RANS). Turbolenza atmosferica. La turbolenza 'esterna' come condizione al contorno.

Struttura di uno strato limite: certamente la prima parte è laminare, poi si vede: convenienza ad (necessità di) avere certamente anche un tratto turbolento.

Meccanismi di scambio di quantità di moto in presenza di turbolenza, incremento significativo dei flussi diffusivi verso la parete legato alla turbolenza, energizzazione del flusso a parete: modifiche di un profilo di velocità da Turbulence Off a Turbulence On, variazione dei parametri integrali e dello sforzo a parete.

MERCOLEDÌ 7 NOVEMBRE 2012 (h 40)

Pacchetti SW per l'Aerodinamica Applicata. Metodi CFD: calcolo del flusso Euleriano intorno ad un profilo alare ad alta velocità, calcolo del flusso laminare intorno ad un profilo alare a bassa velocità.

Stabilità dello strato limite laminare. I disturbi contenuti in un campo di moto, possibili cause. Possibili evoluzioni di un disturbo: annichilimento dei disturbi, stabilità neutra, amplificazione. Produzione di turbolenza in uno strato limite laminare. Estensione della transizione (è possibile "concentrarla"?). Importanza degli sforzi viscosi nello stato limite laminare. Profili di velocità stabili ed instabili, cenno al risultato di Raileigh; spiegazione euristica di un risultato valido sotto ipotesi molto restrittive: la struttura del profilo di velocità come fattore fondamentale per l'occorrenza della transizione.

TRANSIZIONE. Esistenza di un passaggio da flusso laminare a flusso turbolento nello strato limite: la transizione, estensione della regione di transizione, il moto transizionale da laminare a turbolento è di per sé un terzo tipo di moto, oltre lo schema laminare/turbolento. Visualizzazione del fenomeno della transizione.

Strato limite su lastra: flusso totalmente isobarico. Il flusso è certamente laminare a partire dal bordo di attacco e per una certa estensione: la motivazione è nell'importanza degli sforzi viscosi (rispetto alla convezione: i numeri di Reynolds locali sono sempre molto bassi all'inizio dello sviluppo dello strato limite). È possibile ma non certa l'esistenza della transizione: se la lastra non è sufficientemente lunga non c'è transizione (lo strato limite è un fenomeno retto da equazioni di tipo parabolico, il che non c'entra niente con la forma parabolica dello strato limite su lastra nella parte laminare: quindi quel che succede in uno strato limite non influenza quel che è successo -nello strato limite- a monte). Dipendenza della transizione da turbolenza iniziale, rugosità, disturbi imposti, numero di Reynolds.

L'effetto del gradiente di pressione: possibile esistenza della separazione.

SEPARAZIONE. Significato dell'allocuzione "separazione del flusso da una parete": profili di velocità. Il caso dello scalino, il caso del profilo alare. Separazioni laminari, separazioni turbolente. Interconnessione tra transizione e separazione. La struttura del profilo di velocità come fattore fondamentale per l'occorrenza della separazione: importanza dell'energizzazione del flusso a parete e necessità di avere un flusso turbolento al bordo di uscita delle ali. La struttura del profilo di velocità come fattore fondamentale per l'occorrenza sia della transizione che della separazione.

La curva di portanza di un profilo: significato dell'angolo di attacco per il quale la curva non è più una retta (si presenta la separazione al bordo di attacco).

La transizione naturale, innesco della transizione su profili ed ali, effetti di aspirazione e soffiamento. Il problema centrale della progettazione aerodinamica: il controllo della transizione.

EFFETTI VISCOSI IN CAMPO COMPRIMIBILE. Il coefficiente di resistenza per la parte legata all'attrito non varia con il numero di Mach.

LUNEDÌ 12 NOVEMBRE 2012 (h 42)

Il fattore di amplificazione, significato dell'allocuzione 'e^n', modo teorico di prevedere la transizione: il metodo e-to-n, che equivale a fissare la transizione.

BOLLE. Separazioni laminari e riattacco del flusso per effetto Coanda. Le bolle laminari: struttura.

PROFILI ALARI. Curva di portanza, gradiente della retta di portanza. Lo stallo dei profili, tipi e qualità di stallo di riferimento (convenzionale, da esplosione di bolla, da bolla lunga, combinato). La polare.

Utilizzo di Xfoil in modalità viscosa.

CAMPO TRANSONICO. Struttura dello strato limite in regioni con flusso esterno supersonico: la linea sonica, scostamento dell'urto normale dalla superficie. L'interazione tra onda d'urto normale e strato limite per elevati valori del numero di Mach al piede dell'urto con possibile formazione della struttura a lambda: effetti sulla regione Euleriana, onda d'urto a lambda, riduzione della resistenza d'onda, riduzione della resistenza di attrito con possibilità di una shock-induced separation.

MERCOLEDÌ 14 NOVEMBRE 2012 (h 46)

COMPRIMIBILITÀ IN CAMPO VISCOSO L'importanza degli effetti di comprimibilità sullo strato limite in condizioni transoniche ed ipersoniche. Andamento di pressione, temperatura e densità attraverso lo strato limite, influenza della temperatura sul profilo di velocità nella strato limite per spiegare la riduzione degli effetti di attrito a parete con la comprimibilità: invarianza (piccola riduzione) del coefficiente di resistenza di attrito al crescere del numero di Mach. Un cenno al campo ipersonico, aspetti termochimici.

STRATO LIMITE TRIDIMENSIONALE. Regioni di tridimensionalità su un velivolo. Il caso dell'ala infinita a freccia, considerazioni sul flusso all'esterno dello strato limite (curvature delle linee di corrente, equilibrio tra forza centrifuga e gradiente di pressione). Il profilo di velocità principale, genesi del crossflow, significato dell'iperbolicità delle equazioni di Prandtl nel caso 3D. Profili di velocità trasversale nelle regioni di espansione ed in quelle di compressione. La transizione da crossflow anche in regioni di espansione. Il velivolo: la contaminazione del bordo di attacco delle ali a freccia, difficoltà nella realizzazione di ali a freccia laminari. Un cenno alle separazioni tridimensionali. Su un velivolo in crociera si ha sempre un moto di strato limite (ad esempio, alla giunzione ala-fusoliera)?

PROFILI ALARI. Importanza fondamentale del profilo alare. Profili per la bassa velocità- Cenni storici- Profili NACA a 4 e 5 cifre- I profili laminari della sesta serie NACA: la sacca di bassa resistenza e come la si ottiene mediante il controllo del gradiente di pressione, nomenclatura, proprietà, differenza dai profili delle serie NACA precedenti, la qualità di stallo dei profili laminari. Esempi di distribuzioni di velocità su profili laminari e non al variare dell'angolo di attacco.

Profili per l'alta velocità. Utilizzo dei profili laminari per campo transonico: corrispondenza dell'intervallo di sacca con un andamento regolare del numero di Mach critico inferiore. Geometria dei profili per il volo transonico, profili supercritici, peaky, shockless. Il controllo della divergenza della resistenza.

Pacchetti SW per l'Aerodinamica Applicata. Metodi CFD: calcolo del flusso Euleriano e viscoso intorno ad un profilo alare in campo instazionario.

LUNEDÌ 19 NOVEMBRE 2012 (h 48)

Profilo per il volo supersonico in campo supersonico: richiamo del metodo urto espansione, effetti di curvatura, spessore ed angolo di attacco. Inversione dell'effetto della curvatura sull'angolo di portanza nulla, centro di pressione, centro aerodinamico, effetto sulla condotta di un velivolo nel passaggio da regime subsonico a regime supersonico: complicazioni progettuali per il passaggio sub-supersonico e viceversa. Polare d'urto. L'equazione di Prandtl-Glauert in campo supersonico: le singolarità supersoniche. Descrizione della teoria e dei risultati di Ackeret, la similitudine supersonica, il campo a $M^*2=2$.

L'importanza della soluzione non viscosa in campo incomprimibile al fine di prevedere la qualità della soluzione viscosa ed il comportamento in flusso veloce.

FUNZIONAMENTO DEL PROFILO ALARE IN CAMPO NON VISCOSO.

Caratteristiche aerodinamiche in campo non viscoso al variare del numero di Mach: gradiente della retta di portanza, il momento, la resistenza d'onda per profili sottili e non sottili, il centro di pressione, il fuoco, il centro aerodinamico. Effetti di spessore, linea media ed angolo di attacco. Struttura del campo non viscoso al variare di spessore, curvatura ed angolo di attacco. Descrizione qualitativa del campo di moto esterno. Forze di spinta, o suzione, sul bordo di attacco: paradosso della lastra piana. Differenza di comportamento in alta velocità tra profili convenzionali e profili per il volo transonico.

FUNZIONAMENTO DEL PROFILO ALARE IN CAMPO VISCOSO.

Descrizione qualitativa dello strato limite al variare di geometria, assetto, condizioni superficiali (transizione imposta o non), numeri di Mach e Reynolds: struttura dello strato limite su un profilo in crociera (subsonica, transonica, supersonica) ed in alta portanza (alle basse velocità di volo), andamento delle grandezze integrali intorno ad un profilo alare. Effetti di aspirazione e soffiamento.

Profili alle basse velocità. Struttura ed evoluzione delle bolle laminari al variare dell'angolo d'attacco e del numero di Reynolds della corrente asintotica, andamento del coefficiente di pressione in bolla, influenza degli sforzi a parete, esplosione delle bolle. Interconnessione tra transizione e separazione laminare. Profili laminari: effetto del numero di Reynolds sulla sacca laminare (resistenza minima ed estensione della sacca), differenze tra assetti all'interno ed all'esterno della sacca. Effetto del numero di Reynolds sulle caratteristiche di stallo di un profilo in funzione della geometria secondo il criterio di Thain e Gault. Una regola mnemonica per l'alta portanza (picco, angolo d'attacco e C_l -o C_L - massimo). Influenza di spessore e curvatura sul C_l massimo. Turbolatori, promotori di stallo. Dipendenza dello stallo dei profili dai numeri di Reynolds e Mach, criteri ingegneristici di stallo.

Il concetto di profilo equivalente (inspessito oppure soffiato). Evoluzione della distribuzione di pressione al crescere dell'angolo d'attacco: differenza tra caso Euleriano e caso reale in alta portanza (in presenza di flusso separato), motivazione in termini di Profilo Equivalente. La struttura della resistenza: attrito e pressione (anche in flusso attaccato!), integrazione della pressione in direzione assiale: la resistenza di scia in presenza di flusso separato (profili allo stallo), il caso del cilindro.

Le polari dei profili.

Profili alle alte velocità. Effetti dell'interazione tra onda d'urto e strato limite ed aspetti problematici del volo transonico: stallo d'urto, buffet, criteri di buffet. Il controllo degli effetti dell'urto: cavità passiva o attiva, bump. Tecniche e dispositivi per il controllo degli effetti dell'interazione tra onda d'urto e strato limite al fine di ridurre la resistenza d'onda ed allontanare la shock-induced separation: la formazione guidata dell'urto a λ .

MERCOLEDÌ 21 NOVEMBRE 2012 (h 52)

Effetto del numero di Reynolds sulle caratteristiche di stallo di un profilo in funzione della geometria secondo il criterio di Thain e Gault. Una regola mnemonica per l'alta portanza (picco, angolo d'attacco e C_l -o C_L - massimo). Influenza di spessore e

curvatura sul C_l massimo. Turbolatori, promotori di stallo. Dipendenza dello stallo dei profili dai numeri di Reynolds e Mach, criteri ingegneristici di stallo.

Forze di spinta, o suzione, sul bordo di attacco: paradosso della lastra piana.

La struttura della resistenza: attrito e pressione (anche in flusso attaccato!), integrazione della pressione in direzione assiale: la resistenza di scia in presenza di flusso separato (profili allo stallo), il caso del cilindro.

IPERSOSTENTAZIONE E SUPERFICI DI CONTROLLO - COMANDI DI VOLO

La velocità minima come qualità di volo e parametro fondamentale di certificazione: il problema della riduzione delle velocità minime di un velivolo (atterraggio, decollo, altre manovre). Il concetto di ipersostentazione: aumento del C_{lmax} , aumento dei costi in relazione al miglioramento delle prestazioni in bassa velocità.

I diversi tipi di ipersostentatori e loro funzionamento, differenze in termini di massima portanza, resistenza, peso, complicazioni meccaniche, costi, DOC, certificabilità.

LUNEDÌ 26 NOVEMBRE 2012 (h 54)

Modifica del bordo di uscita ed effetto sul main component: tecniche semplici (zip, zap, cerniera semplice esterna), flap con slot a cerniera singola esterna, sistema a più flap con slot, il Fowler flap per la riduzione della resistenza al decollo. Campo di moto attorno ad un profilo flappato.

Dispositivi da bordo di attacco: diversi tipi di slat, effetto sul main component, incremento dell'angolo di stallo. Importanza (ed utilizzo) delle forze di spinta (suzione) sul bordo di attacco: un comodo (ed economico) flap automatico.

Differenza di comportamento tra slat e flap nel rendere efficiente il main component. differenze nel modo di lavorare, inquadramento del funzionamento nel concetto di profilo equivalente, con traslazione della retta di portanza e conseguente modifica del C_{lmax} , unicità della funzione di rendere efficiente il main component: stallo della configurazione di alta portanza = stallo del main component. Un ipersostentatore in condizioni di massima prestazione lavora in flusso separato (in qualche regione del campo di moto...). Resistenza in condizioni di alta portanza (bassa al decollo, alta all'atterraggio). Criteri di scelta. Aspetti Euleriani. Il controllo dello strato limite: soffiamento negli slot, profili di velocità nello strato limite. Distribuzioni di pressione, limitazione dei criteri empirici di stallo. Indicazione dei valori tipici per il C_{lmax} . Parametri di progetto: il C_{lmax} , il tipo di configurazione, estensione e deflessione delle superfici mobili, gap ed overlap. La ricerca del massimo C_{lmax} e l'ottimizzazione della configurazione: i gradi di libertà del problema, individuazione numerica dell'intorno di funzionamento ottimo, verifiche di galleria, estrapolazione dei dati al volo. La resistenza additiva dei fairing.

Il caso del convertiplano. Dispositivi pneumatici (Jet Flap, spinta vettoriale), Il flap di Gurney e le sue diverse applicazioni: utilizzo per volare a velocità più bassa senza compromettere la resistenza della fusoliera (angolo di slant di un oggetto affusolato, fenomeni di scia e resistenza di pressione, angolo di rampa della fusoliera), Cenno all'impiego del Gurney flap in campo automobilistico: cenni di Aerodinamica delle Automobili, l'effetto suolo, la canalizzazione del flusso in vetture ad effetto suolo, il problema del controllo dei vortici (presente anche negli aeromobili).

Sull'argomento si segnala il link <http://www.repubblica.it/2006/05/gallerie/esteri/isola-aeroporto-antille/14.html> che mostra particolari interessanti per un aeromobile operativo.

ALI IN CAMPO NON VISCOSO. Compare l'apertura, forma in pianta (rastremazione, freccia). Il carico aerodinamico su una superficie come differenza di pressione, legame con la forza aerodinamica. Distribuzione di portanza e carico alare lungo l'apertura, adimensionalizzazione, importanza sia della dimensione longitudinale (corda) che dell'attitudine a portare (C_l). Richiamo sul legame tra carico sull'ala e vorticità libera. Richiamo della soluzione di Prandtl, impiego dei risultati della Teoria del Profilo Sottile. Il concetto di Strip Theory per la determinazione del campo di pressioni quasi 3d su un'ala in assegnate condizioni di volo.

MERCOLEDÌ 28 NOVEMBRE 2012 (h 58)

Soluzione e carico dell'ala ellittica: effetti dell'allungamento sul gradiente della retta di portanza, soluzione generale, la resistenza indotta, modi per realizzare il carico ellittico. Vista laterale: modulazione del carico tramite svergolamento, resistenza indotta a portanza nulla, schema vorticoso dietro l'ala svergolata nella condizione di portanza nulla,

La freccia. Effetto sul gradiente della retta di portanza, spostamento degli effetti di comprimibilità (in campo supersonico la freccia aumenta il C_l a parità di angolo di attacco!), aggravio di peso dovuto alla riduzione della portanza e dal conseguente duplice aumento della superficie in pianta, spostamento dei carichi freccia positiva e negativa, incremento dei carichi torsionali, perdita della bidimensionalità. Ala obliqua di Jones. Ali supersoniche: bordo di attacco sub- e supersonico.

Riepilogo delle proprietà delle ali secondo il modello non viscoso.

ALI IN CAMPO VISCOSO. Lo strato limite sulle ali in riferimento al comportamento bidimensionale sui profili che costituiscono l'ala, teoria a strisce. Lo stallo delle ali, meccanismi di stallo dell'ala, interconnessione tra carico e stallo dei profili, modellazione, definizione e determinazione del sentiero di stallo a partire dalla conoscenza del carico e dell'aerodinamica dei profili, la determinazione in sicurezza dell'angolo di stallo convenzionale dell'ala, analisi dei limiti del metodo. Modo di stallare di un'ala. Lo stallo di estremità: inefficacia degli alettoni e fenomeno del nose-up causato dallo spostamento del vortice di estremità. Dipendenza dello stallo dalla forma in pianta, dal tipo di profilo e dallo svergolamento.

Interventi a progetto e fuori progetto per la desiderata qualità di stallo: promotori di stallo per evitare stallo d'estremità.

Considerazioni sul flusso che investe il piano orizzontale di coda e sul suo dimensionamento. Considerazione sull'ala anteriore del velivolo P180 (introduzione del prestallo per alleviare lo stallo dell'ala).

ALA A DELTA- Ali di veramente basso allungamento in campo non viscoso: limitazione del modello di Prandtl, modello di Jones, inversione del flusso bidimensionale, il concetto di massa addizionale apparente per motivare la nascita di forze aerodinamiche, soluzione di Jones senza dimostrazione, prestazioni e confronto con la teoria di Prandtl. Cranked wing.

ALA A DELTA AI GRANDI ANGOLI DI ATTACCO. Struttura del campo di moto viscoso, il vortice sul bordo di attacco ed i suoi effetti, Vortex Lift & Drag, superportanza, caratteristiche di stallo. La rotazione della forza di spinta del bordo di attacco ed analogia di Polhamus. Bordi di attacco di ali a delta.

LUNEDÌ 3 DICEMBRE 2012 (h 60)

G-stallo: stallo in richiamata, stallo non simmetrico in virata, esigenza di un database con alettone deflesso.

La proprietà di attrattore della soluzione dell'ala ellittica e spiegazione del metodo di Schrenk, il calcolo del carico basico secondo Schrenk.

Considerazioni complessive sulla freccia. Vantaggio (la comprimibilità portata a velocità più alte) e svantaggi, anche per gli aspetti strutturali e quindi di costo. Stabilità latero direzionale: influenza della freccia ed effetto diedro.

ELICHE. Teoria del disco attuatore: funzionamento della macchina impulsiva di Rankine e Froude (accelerazione del fluido e forza di reazione, analogie con il modello di ala), l'induzione assiale, trascurabilità delle induzioni circonferenziali e laterali, il moto quasi unidimensionale con adduzione di energia sul disco, analogia con la Teoria Globale, il rendimento.

Definizione, convenzioni e nomenclatura per le eliche. Cenni sui modelli impulsivi più accurati e relativi rendimenti parziali: perdite rotazionali e viscosi, l'effetto del mozzo. La solidità, generalizzazione a casi non aeronautici. E' pensabile un'elica per volo transonico o supersonico? Eliche per il campo transonico e per alta quota.

Elemento di pala, le ipotesi per la riduzione del funzionamento alla semplice modellistica bidimensionale, funzionamento in analogia con il profilo alare, il calettamento, triangolo delle velocità, angolo d'attacco effettivo, azione aerodinamica sull'elemento con l'impiego del Data Base bidimensionale, genesi di spinta e coppia, esigenza del passo variabile lungo la pala. Limiti di rappresentatività dello schema basato sul triangolo di velocità. L'elemento di pala rappresentativo. Profili per eliche convenzionali (NACA Prima Serie laminare). Il rendimento. Parametri funzionali e coefficienti caratteristici, formule di Renard. Variazione dell'angolo di attacco e delle caratteristiche con la velocità di avanzamento e la velocità di rotazione: il rapporto di funzionamento. Andamento dei coefficienti caratteristici di un'elica a passo fisso. Stadi di funzionamento, comportamento dell'elemento di pala nei diversi stadi di funzionamento. Profili per eliche convenzionali. Il passo variabile in volo, andamento dei coefficienti caratteristici, anche alle basse velocità di volo. Elica motrice ed elica mossa. Eliche lente ed eliche veloci. Aspetti funzionali sul velivolo: asimmetrie ed influenza sulle polari, P-factor, effetti giroscopici, effetti su fusoliera e piano verticale.

MERCOLEDÌ 5 DICEMBRE 2012 (h 64)

ELICHE. Elemento di pala, le ipotesi per la riduzione del funzionamento alla semplice modellistica bidimensionale, funzionamento in analogia con il profilo alare, il calettamento, triangolo delle velocità, angolo d'attacco effettivo, azione aerodinamica sull'elemento con l'impiego del Data Base bidimensionale, genesi di spinta e coppia, esigenza del passo variabile lungo la pala. Limiti di rappresentatività dello schema basato sul triangolo di velocità. L'elemento di pala rappresentativo. Profili per eliche convenzionali (NACA Prima Serie laminare). Il rendimento. Parametri funzionali e coefficienti caratteristici, formule di Renard. Variazione dell'angolo di attacco e delle caratteristiche con la velocità di avanzamento e la velocità di rotazione: il rapporto di funzionamento. Andamento dei coefficienti caratteristici di un'elica a passo fisso. Stadi di funzionamento, comportamento dell'elemento di pala nei diversi stadi di funzionamento. Profili per eliche convenzionali. Il passo variabile in

volo, andamento dei coefficienti caratteristici, anche alle basse velocità di volo. Elica motrice ed elica mossa. Eliche lente ed eliche veloci.

Aspetti funzionali sul velivolo: asimmetrie ed influenza sulle polari, P-factor, effetti giroscopici, effetti su fusoliera e piano verticale.

PRESE D'ARIA. Parametri fondamentali. Area di cattura. Il concetto di strozzamento. Dipendenza delle prestazioni della presa dalla manetta (la portata richiesta) e dalla velocità del velivolo, importanza delle prestazioni fuori delle condizioni di progetto. Lo spillamento, la resistenza additiva, condizione di progetto con spillamento per la regolazione. Un cenno alle caratteristiche delle prese d'aria subsoniche.

LUNEDÌ 10 DICEMBRE 2012 (h 66)

PRESE D'ARIA. Prese d'aria per il volo supersonico: l'efficienza relativa agli urti, importanza dell'urto normale e della sua locazione sulle prestazioni. Presa a Pitot. Un cenno all'avviamento di una presa d'aria convergente-divergente. Prese d'aria a compressione mista, dipendenza delle prestazioni dal numero di urti, non univocità della soluzione progettuale e criteri di ottimizzazione. Prese d'aria a spina centrale: funzionamento in condizioni di progetto, configurazioni a due o più urti, efficienza ottima di un sistema ad N urti, richiamo sul campo conico, condizioni di off-design, il buzzing.

I METODI.

STRATO LIMITE: METODI E PREVISIONI TEORICHE. Richiamo e considerazioni sulle equazioni di Prandtl e relative condizioni al contorno nel caso bidimensionale incomprimibile stazionario, il dominio di validità, incognite e modalità di soluzione: problema diretto, problema inverso, problema ibrido. Esistenza della singolarità di Goldstein alla separazione, metodi inversi di soluzione per la sua eliminazione. Derivazione dell'equazione integrale di Von Karman: identificazione delle grandezze integrali di strato limite e loro significato, indipendenza dal regime (come per le equazioni di Prandtl), esistenza di un'analogia equazione per flussi tridimensionali comprimibili e per flussi instazionari, necessità delle chiusure. Legame tra resistenza di una lastra piana e spessore di quantità di moto, estensione a profili alari secondo Squire & Young.

MERCOLEDÌ 12 DICEMBRE 2012 (h 70)

STRATO LIMITE LAMINARE. Il metodo diretto di Thwaites, parametri di Thwaites e loro significato, le correlazioni di chiusura per complementare l'equazione di Von Karman. La soluzione, casi particolari (punto di ristagno e lastra piana), stima del punto di separazione laminare.

STRATO LIMITE TURBOLENTO. Il concetto di trascinamento della massa dalla corrente esterna allo strato limite per lo sviluppo di correlazioni integrali in flusso turbolento.

METODI DI TRANSIZIONE NELLO STRATO LIMITE. Richiamo sulla transizione e sul metodo e-to-n, le correlazioni di Michel e di Smith, previsione ingegneristica della transizione.

Calcolo dello strato limite su linea di corrente fino alla separazione. Determinazione della resistenza (metodo indiretto) mediante la formula di Squire-Young.

METODI PER FLUSSI NON VISCOSI.

Necessità di solutori numerici per campi transonici, semplificazione del problema del calcolo del campo di moto in ambito lineare (equazioni di Laplace e di Prandtl-Glauert).

Metodo ingegneristico NACA: fondamenti e sviluppo. La linea media dei profili della sesta serie NACA.

RICHIAMI E COMPLEMENTI DI AERODINAMICA. Singolarità armoniche in Aerodinamica. Singolarità concentrate 2D e 3D, proprietà. Le singolarità distribuite, definizione, trattazione bidimensionale, differenza dalle singolarità concentrate, prime proprietà. Costruzione del campo di moto indotto da una distribuzione uniforme di sorgenti su un supporto rettilineo, ortogonalità del campo di vorticità. Descrizione di un campo di doppiette, il principio di equivalenza tra vortici e doppiette in campo 2D, estensione al campo 3D.

Distribuzioni di singolarità per la simulazione dei diversi effetti (sorgenti per spessore, vorticità/doppiette per curvatura ed angolo di attacco). Considerazioni sulla modellazione della scia dietro le ali mediante distribuzioni di vortici o di doppiette. Induzione di una distribuzione su un segmento di sorgente (o vortice o doppietta) rispetto ad una giacitura; induzione nel riferimento intrinseco di un altro pannello, coefficienti e matrici di influenza.

METODI A PANNELLI. Richiamo del problema di Neumann per l'equazione di Laplace, considerazioni sulla Prima Identità di Green, formulazione della condizione al contorno. Il metodo delle singolarità per la soluzione dell'equazione di Laplace, risoluzione in modo implicito mediante imposizione delle condizioni al contorno. La formulazione alle singolarità arbitrarie della condizione al contorno, l'equazione generale di Fredholm. il problema della scelta del tipo di singolarità.

LUNEDÌ 17 DICEMBRE 2012 (h 72)

Calcolo delle matrici di influenza sul cilindro discretizzato con quattro pannelli. Il metodo Douglas in campo non portante. Impostazione del problema e formulazione della condizione al contorno secondo l'Identità di Green. Considerazioni sulla formulazione del problema di Neumann secondo la Terza Identità di Green, anche in riferimento al potenziale di perturbazione: relazione tra l'intensità della distribuzione di sorgenti e la condizione al contorno in un problema di Neumann, coincidenza tra intensità della distribuzione di doppiette e valore del potenziale sul corpo, l'intensità della vorticità superficiale coincide con il valore della velocità tangenziale, possibile riduzione del problema di Neumann ad problema di Dirichlet sul potenziale interno.

Discretizzazione a pannelli di una geometria bidimensionale. Discretizzazione standard a pannelli quadrilateri di una geometria tridimensionale e relative approssimazioni. Ordini delle distribuzioni di singolarità e della descrizione della geometria.

Una procedura generale di soluzione. Calcolo di forze e momenti, calcolo della velocità nel campo, linee di corrente. Diverse modalità del calcolo del coefficiente di portanza.

METODI IN CAMPO 2-D.

Il metodo a sorgenti per il campo non portante: metodo Douglas-Neumann 2-D. Campi non portanti a 0° e 90° . Un campo non portante particolare: il campo di pura circolazione, il caso del vortice concentrato ed indipendenza dal punto di applicazione, vorticità distribuita, circolazione di base, sistema risolutivo e soluzione del campo. Il campo portante come combinazione di campo non portante e campo di pura circolazione, univocità determinata dalla condizione di regolarità vicino al bordo di uscita. Qualità delle matrici di sorgenti (o vortici) in relazione alla forma del corpo, indice di condizionamento. Inconvenienti della soluzione per profili sottili e carichi determinati dalla struttura del carico (effetto doppietta per le sorgenti per riequilibrare il carico di vorticità uniforme, errori numerici connessi con il crescere dell'intensità delle sorgenti). Struttura delle matrici per profili a più componenti.

MERCOLEDÌ 19 DICEMBRE 2012 (h 76)

METODI IN CAMPO 2-D.

Altri metodi: formulazione del problema di Neumann in termini di vorticità: distribuzioni lineari e chiusura del problema del campo portante, congruità tra condizioni imposte ed incognite introdotte, aspetti numerici. Metodi di Oeller, Woodward, Maskew.

METODI A PANNELLI PER IL CAMPO 3D. Utilizzo delle doppiette, condizioni di chiusura, aspetti relativi alla scia e necessità di procedure iterative (i metodi a pannelli possono essere esatti in 2D, e devono essere resi esatti in 3D con tecnica iterativa: la soluzione di Prandtl per l'ala è approssimata: in genere non si itera). Determinazione della resistenza indotta.

INTERAZIONE VISCOSO/NON VISCOSO.

Metodi per il calcolo del campo viscoso intorno a profili alari mediante interazione tra soluzione Euleriana e strato limite. Interazione tra flusso esterno e strato limite per le correzioni viscosi su ali e profili col l'uso dei metodi inversi. Profilo equivalente: previsione delle caratteristiche aerodinamiche con metodi di interazione viscoso/non viscoso, strategie di accoppiamento iterativo debole e forte tra flusso esterno e strato limite, superamento del concetto di inspessimento e dei relativi inconvenienti di applicazione, soffiamento indotto dallo strato limite, il metodo della traspirazione, applicazione al caso di impiego della tecnica dei pannelli, modifica della condizione di Neumann per l'equazione di Laplace e relativa modifica del termine noto.

Metodi di profilo equivalente in presenza di estese separazioni. Esistenza dello strato limite instazionario: ipotesi di equilibrio in flussi instazionari, calcolo di buffet e stallo d'urto.

Il concetto di profilo equivalente, il soffiamento indotto dallo strato limite. Interazione viscoso/non viscoso per le correzioni viscosi: esigenza di una procedura iterativa, uso del concetto di traspirazione per l'accoppiamento tra campo esterno e strato limite. Modifica della la retta di portanza reale e e previsione della parte non lineare della curva di portanza. Il metodo di sovrapposizione diretta per una prima stima in condizioni di crociera.

Una procedura di accoppiamento basata sulla traspirazione. Soluzione non viscosa e soluzione reale: la resistenza di pressione.

IL VELIVOLO. Richiamo del calcolo in avanzprogetto della resistenza. Breakdown della resistenza.

VENERDÌ 14 DICEMBRE 2012 (h 78)

Seminario del dott. Domenico CARIDI (ANSYS): Stato dell'arte dell'impiego della CFD in campo elicistico.