

# LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE PROGRAMMA PER L'A.A. 2013-2014 DEL CORSO DI

## AERODINAMICA DEGLI AEROMOBILI

### LUNEDÌ 23 SETTEMBRE 2013 (h 2)

Un richiamo sulle Equazioni del Bilancio come strumento per la soluzione di problemi ingegneristici in campo Aerospaziale: genesi dei modelli per la fluidodinamica, limitatezza della descrizione fisico-matematica della realtà.

ASSEGNO: lettura dei Capp. 1 e 2 degli Appunti.

ASSEGNO: lettura del Cap. 1 del testo "Fondamenti di Aeronautica Generale" per architettura, classificazione, nomenclatura di un velivolo e dei suoi componenti.

Campi di moto. Forze e momenti aerodinamici. La soluzione generale intorno all'ellisse portante, effetti di spessore ed angolo di attacco su punto di ristagno, picco di espansione e cresta. Il coefficiente di pressione, descrizione, significati ed importanza.

Coefficienti di portanza, resistenza e momento. Retta di portanza, formula per il gradiente della retta di portanza. Massimo coefficiente di portanza, stallo, angolo di stallo. Il Database aerodinamico di un velivolo. Unità di misura del coefficiente di resistenza: il Drag Count. Polari e curve di comprimibilità.

MODELLISTICA. 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, introduzione del modello di strato limite di Prandtl: il dominio (dove la viscosità c'è e funziona), il sistema esterno (dove la viscosità c'è e non funziona), equazioni 2-D nel caso stazionario incomprimibile, significato euristico della parabolicità, il profilo di velocità, condizioni al contorno. Legge di Newton per lo sforzo tangenziale a parete. Fisicità dello strato limite per le Scienze del Volo. Il concetto di strato limite contrapposto al concetto di moto viscoso senza specificazione: nel campo di moto retto dalle equazioni di Navier-Stokes in prossimità di una superficie lo strato limite esiste, ma non viene esplicitamente individuato.

La Ragione Sociale del Corso. Gli aeromobili di interesse del corso sono quelli che in condizioni di progetto (crociera) viaggiano in un campo di strato limite immerso in un campo Euleriano, e non in un flusso tout court viscoso: questo per l'assenza di flussi separati (a differenza di altri tipi di aeromobile, o di altri mezzi di trasporto).

ASSEGNO.

- Esercizio. L'Aerodinamica del profilo alare, punto 1.

- Esercizio. L'Aerodinamica del velivolo, punto 1.

### MERCOLEDÌ 25 SETTEMBRE 2013 (h 4) - MERCOLEDÌ 25 SETTEMBRE 2013 (h 6)

Pacchetti SW per l'Aerodinamica Applicata. Metodi integrali: il codice Xfoil, descrizione del SW, funzionamento in modalità non viscosa, a cura degli ingg. Michelangelo BELLINO e Carmine VASSALLO.

STRATO LIMITE. Il punto di vista di un "osservatore" Euleriano contrapposto a quello di un "osservatore" di strato limite: andamento reale della velocità anche al di fuori dello strato limite. Il flusso "esterno", necessità di un "Inner-Outer Matching": validità ed efficacia di un'analisi Eulero-strato limite con interazione mutua. .

CONSIDERAZIONI SULLE EQUAZIONI DI PRANDTL. Richiamo delle classiche definizioni e proprietà di strato limite (spessore dello strato limite in dipendenza della convenzione, isobaricità trasversale, parabolicità, trascurabilità degli effetti di curvatura). Struttura trasversale: il profilo di velocità, difetto di massa e di quantità di moto, curvatura del profilo di velocità a parete e flessi, pendenza a parete, la separazione del flusso, soffiamento indotto dallo strato limite, integrazione attraverso lo strato limite, grandezze puntuali ed integrali relative al profilo di velocità (spessore di spostamento e relativo significato in termini di inspessimento e soffiamento, spessore di quantità di moto, il primo fattore di forma H e relativa caratterizzazione del profilo di velocità, coefficiente di attrito), l'equazione di Von Karman.

### LUNEDÌ 30 SETTEMBRE 2013 (h 8)

Descrizione parametrica delle grandezze di strato limite, anche relativamente al profilo: i due semiproblemi per lo strato limite.

FLUIDOMECCANICA. Sul concetto di velocità in un fluido (bel problema!). Dalla Teoria Cinetica (la velocità peculiare, ipotesi del continuo, le particelle fluide e la velocità di massa) al concetto di campo di moto. Andamento temporale della velocità (e delle altre grandezze termofluidodinamiche) in un punto: campo di moto macroscopicamente stazionario, moto laminare, moto turbolento.

## **MERCOLEDÌ 2 OTTOBRE 2013 (h 10) - MERCOLEDÌ 2 OTTOBRE 2013 (h 12)**

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.

Legge fenomenologica per il flusso spontaneo di grandezze estensive. Il drenaggio di energia e quantità di moto dal flusso 'esterno'.

Definizione di moto laminare: meccanismo di scambio della quantità di moto, il tensore degli sforzi viscosi, sua particolarizzazione allo strato limite, attrito tra lamine, forza e coefficiente di attrito, profili di velocità e valori tipici di  $H$ , sforzo viscoso a parete, che cosa sono le soluzioni simili.

**INTRODUZIONE ALLA TURBOLENZA.** Critica del concetto di bidimensionalità su piccole scale: la turbolenza è sempre tridimensionale e il moto piano non esiste. Le medie, valori medi e fluttuazioni in riferimento alla velocità di massa: le fluttuazioni non coincidono con la velocità peculiare delle molecole (che non “esistono” più), l'energia turbolenta. Il Fattore di Turbolenza  $Tu$ , intensità della turbolenza. Turbolenza atmosferica, importanza per il volo, il concetto di aria calma. Meccanismi di scambio di quantità di moto nello strato limite: la struttura 'a vortici' e scale della turbolenza, incremento significativo dei flussi diffusivi verso la parete ed 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. Cenni: cascata di Kolmogorov, decadimento e produzione (irreversibili) di turbolenza. Il tensore di Reynolds e la modellazione RANS. La turbolenza asintotica come condizione al contorno per RANS (che non “vedono” lo strato limite). Concetto di viscosità turbolenta, introduzione di una viscosità effettiva, generalità delle equazioni di Prandtl e dell'equazione di Von Karman. Necessità di una modellistica turbolenta, l'ipotesi di Bussinesq e la viscosità turbolenta, confronto con la viscosità, viscosità equivalente, la modellazione di Prandtl e la lunghezza di mescolamento, cenno ai modelli di turbolenza. Andamento della viscosità turbolenta nello strato limite. Moto turbolento in prossimità di una parete: laminarizzazione e laminarizzatori, il cosiddetto sottostrato laminare (gli sforzi a parete sono sempre di tipo laminare e quindi modellabili mediante la legge di Newton). Differenziazione delle grandezze di strato limite per i casi laminare, turbolento, transizionale. Un cenno alla simulazione diretta (DNS).

**LASTRA PIANA.** Struttura longitudinale e trasversale dello strato limite (flusso totalmente isobarico). assenza di separazione, certamente la prima parte è laminare, e di forma parabolica (il che non c'entra niente con la forma parabolica delle equazioni dello strato limite); dopo si vede...

**TRANSIZIONE.** Convenienza ad (necessità di) avere certamente anche un tratto turbolento. Passaggio da moto laminare a moto turbolento: la regione di transizione, sua estensione (è possibile “concentrarla”?). Il moto transizionale è di per sé un terzo tipo di moto, oltre lo schema laminare/turbolento. Visualizzazione del fenomeno della transizione. Il problema centrale della progettazione aerodinamica: il controllo assoluto della transizione su superfici aerodinamiche in ogni condizione operativa possibile come fulcro della progettazione aerodinamica.

**INSTABILITÀ DELLO STRATO LIMITE LAMINARE E TRANSIZIONE.** I disturbi contenuti in un campo di moto e possibili cause: fluttuazioni turbolente, vibrazioni, rugosità di una superficie, onde acustiche.

## **LUNEDÌ 7 OTTOBRE 2013 (h 14)**

**STABILITÀ DELLO STRATO LIMITE LAMINARE.** Possibili evoluzioni di un disturbo: annichilimento dei disturbi, stabilità neutra, amplificazione (Il fattore di amplificazione, significato dell'allocuzione ' $e^n$ ', modo teorico di prevedere la transizione: il metodo e-to-n: fissare un valore di  $n$  equivale a fissare la transizione). Produzione di turbolenza in uno strato limite laminare. Importanza degli sforzi viscosi nello strato 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 SU LASTRA.** Dipendenza della transizione da turbolenza iniziale, rugosità, disturbi imposti (importanza dell'entità dei disturbi), dipendenza dal numero di Reynolds (importanza degli sforzi viscosi rispetto alla convezione: i numeri di Reynolds locali sono certamente molto bassi all'inizio dello sviluppo dello strato limite).

**EFFETTO DEL GRADIENTE DI PRESSIONE: LA SEPARAZIONE.** Il significato dell'allocuzione “separazione del flusso da una parete”: profili di velocità (il caso dello scalino, il caso del profilo alare). La struttura del profilo di velocità come fattore fondamentale per l'occorrenza della separazione: importanza dell'energizzazione del flusso a parete. Nella curva di portanza di un profilo il significato dell'angolo di attacco per il quale la curva non è più una retta: si presenta la separazione del flusso a qualche parte. Una regola mnemonica per l'alta portanza (picco, angolo d'attacco e  $C_{l\max}$ ): la regola empirica “dei tre 15”.

**EFFETTO DEL GRADIENTE DI PRESSIONE: LA TRANSIZIONE.** In espansione lo strato limite laminare è stabile, in compressione diventa instabile: la struttura del profilo di velocità come fattore fondamentale per l'occorrenza sia della transizione che della separazione. Effetti dell'aspirazione di uno strato limite in compressione. La transizione naturale. La transizione forzata: innesco della transizione su profili ed ali.

### **MERCOLEDÌ 9 OTTOBRE 2013 (h 16)**

Il codice Xfoil: funzionamento in modalità viscosa (1), a cura degli ingg. Michelangelo BELLINO e Carmine VASSALLO. Applicazione al flusso non viscoso intorno al cilindro.

### **LUNEDÌ 14 OTTOBRE 2013 (h 18)**

Separazioni laminari, separazioni turbolente. Interrelazioni tra transizione e separazione. Separazioni laminari e riattacco del flusso per effetto Coanda: bolle laminari, struttura. Le separazioni sono instazionarie, le transizioni sono intermittenti.

**RICHIAMI DI AERODINAMICA TEORICA (NON SARANNO CHIESTI ALL'ESAME MA...).** Il moto retto dall'equazione di Laplace (a potenziale armonico). Il problema di Neumann per l'equazione di Laplace. Le singolarità fondamentali, il flusso uniforme, sovrapposizione di campi di moto. Costruzione del campo di moto intorno al cilindro circolare retto: condizione di regolarità (condizione di Kutta). La soluzione del cilindro fisso e del cilindro rotante, cresta e punti di ristagno, il cilindro visto come un profilo portante, il cilindro come generatore del campo di moto attorno a qualsiasi profilo.

**FLUSSI NON VISCOSI TRIDIMENSIONALI.** Sul funzionamento dell'ala a freccia. Ala "infinita" a freccia: decomposizione dell'atto di moto, decomposizione della velocità asintotica in componente normale e componente trasversale, flusso efficace e flusso ozioso, costruzione di semplici campi di moto 3-D intorno ad ali "infinite" per sovrapposizione di un flusso 2-D e di una componente trasversale uniforme, distorsioni e flessi, critica del concetto di bidimensionalità, assenza di punti di ristagno. Linee di corrente su cilindro a freccia ed ala a freccia, in caso simmetrico e non simmetrico, applicazione numerica per la descrizione del campo di moto.

### **MERCOLEDÌ 16 OTTOBRE 2013 (h 20) - MERCOLEDÌ 16 OTTOBRE 2013 (h 22)**

Dove mettere un tubo di Pitot sul cilindro, retto oppure a freccia?

**LO STRATO LIMITE 3-D.** 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 nelle regioni di espansione, profili di velocità trasversale nelle regioni di espansione ed in quelle di compressione, la linea di corrente limite, linee di attrito, significato dell'iperbolicità delle equazioni di Prandtl nel caso 3D. Il crossflow in compressione. Instabilità e transizione da crossflow anche in regioni di espansione. Un cenno alla separazione da crossflow. 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. Regioni di tridimensionalità su un velivolo: la giunzione ala - fusoliera, il Karman, lo scivolo posteriore della fusoliera. Domanda: su un velivolo in crociera si ha sempre e comunque un moto di strato limite (ad esempio, alla giunzione ala-fusoliera)?

Un'evidenza del legame tra transizione e separazione nel caso del cilindro: andamento del coefficiente di resistenza in funzione del numero di Reynolds e motivazione (separazione laminare vs. separazione turbolenta), inferenza della separazione sulla velocità esterna (riduzione e spostamento della cresta). Genesi e struttura della resistenza 2-D: attrito e pressione, integrazione della pressione in direzione assiale, la resistenza di scia in presenza di flusso separato (il profilo equivalente in alta portanza). La resistenza di pressione esiste anche in un flusso 2-D attaccato!  $C_{lmax}$ , stallo e tipi di stallo.

**PROFILI ALARI.** Anatomia di un profilo alare: distribuzioni di curvatura e spessore. Disegnazione e costruzione di un profilo. Regola pratica per la chiusura dei profili alari a bordo d'uscita spesso. Importanza fondamentale del profilo alare.

**PROFILI ALARI "LOW SPEED".** Profili per la bassa velocità- Cenni storici: profili NACA a 4 e 5 cifre, linea media e spessore, i loro precursori. I profili laminari della sesta serie NACA: la sacca di bassa resistenza e come la si ottiene mediante il controllo del gradiente di pressione (proprietà della soluzione Euleriana in relazione alla sacca laminare, il carico della linea media), nomenclatura, proprietà, differenza geometrica e di prestazione 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.

### **LUNEDÌ 21 OTTOBRE 2013 (h 24)**

**RIPRESA. DESCRIZIONE DI UNA GEOMETRIA 2-D.** Anatomia del profilo alare: spessore e linea media, forme del bordo di attacco e del bordo di uscita (ricavando tutti questi dati per il proprio profilo). Il problema dell'interpolazione di una tabella di punti. Costruzione di un profilo assegnato per punti, utilizzo di funzioni Spline di terzo grado, problema della chiusura della spline.

Gradiente della retta di portanza dei profili sottili ma non infinitamente sottili: effetto dello spessore per l'ellisse, andamento teorico, andamento effettivo, il caso dei profili NACA (e non NACA).

L'ALA, FORMA IN PIANTA E ALLUNGAMENTO. Compare l'apertura, forma in pianta (rastremazione, freccia). Il carico aerodinamico puntuale su una superficie come differenza di pressione, legame con la forza aerodinamica. Esistenza di tre diversi tipi di carico. Il carico alare medio, tendenza nel tempo con l'evoluzione del livello tecnologico. Il velivolo nel moto livellato come punto materiale, equilibrio tra portanza e resistenza, equilibrio tra peso e spinta. L'equazione fondamentale del volo, applicazioni: la velocità minima ed il  $C_{lmax}$ . Il concetto di ala infinita intesa come macchina astratta, limite di un'ala rettangolare al crescere dell'apertura, ma tenendo fissata la superficie (e quindi il peso); il profilo alare. Distribuzione di portanza e distribuzione di carico lungo l'apertura: adimensionalizzazione, importanza sia della dimensione longitudinale (corda) che dell'attitudine a portare ( $C_l$ ). Legame tra carico e  $C_L$ . I prodromi della Teoria di Prandtl per l'ala: quando si dice che la  $l(y)$  è retta da un modello 2-D si è introdotta l'ipotesi fondamentale di Prandtl per l'ala. Un'analisi critica del concetto di bidimensionalità. Legame tra carico sull'ala e vorticità libera. Il downwash indotto sull'ala dalla vorticità libera.

### **MERCOLEDÌ 23 OTTOBRE 2013 (h 26) - MERCOLEDÌ 23 OTTOBRE 2013 (h 28)**

Il coefficiente di pressione; restrizione al campo incomprimibile, linearizzazione nell'ipotesi di piccole perturbazioni.

IL CARICO DI PROFILO. La vorticità: legame e differenza con il vortice equivalente. Relazione tra carico, scorrimenti e vorticità nell'ipotesi di piccole perturbazioni.

RIPRESA. Genesi e struttura della resistenza 2-D: attrito e pressione, integrazione della pressione in direzione assiale, la resistenza di scia in presenza di flusso separato (il profilo equivalente in alta portanza). La resistenza di pressione esiste anche in un flusso 2-D attaccato!

La forza aerodinamica a partire dal tensore degli sforzi, la forza di pressione, paradosso di D'Alembert, resistenza di pressione non viscosa (indotta). Approssimazioni per la portanza di oggetti affusolati a piccoli angoli di attacco (in 2-D integrazione della pressione direttamente in direzione normale alla velocità asintotica).

ALI IN CAMPO NON VISCOSO. 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. 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.

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, il fattore di Oswald. Possibilità di ottenere la stessa portanza con diversa resistenza indotta. Annullarsi del downwash a valle dell'ala infinita. La resistenza indotta a portanza nulla: tubo e tubetti di flusso. La resistenza indotta è legata al downwash, quindi è indotta dal carico e non dalla portanza! Il metodo di Schrenk.

ASSEGNO.

- Esercizio. L'Aerodinamica del velivolo, punti 1 (Applicazione della Teoria Globale) e 2 (Applicazione del metodo di Schrenk)

### **LUNEDÌ 28 OTTOBRE 2013 (h 30)**

La trasformazione di Tchebycheff.

IL CARICO DI PROFILO: RISULTATI FONDAMENTALI DELLA TEORIA DEL PROFILO SOTTILE. Cenno all'esistenza di una teoria unificata (Metodo delle Perturbazioni Asintotiche, Lighthill) che risolve il Problema di Neumann per l'equazione di Laplace approssimando l'imposizione della condizione al contorno: separazione (e sovrapposizione) degli effetti di spessore, curvatura ed angolo d'attacco.

(QUESTO NON SI FA. Sviluppi formali e limitazioni intrinseche del metodo, la soluzione generale, soluzione del primo ordine, effetti di spessore, curvatura ed angolo di attacco, sovrapposizione, distribuzioni di singolarità per la simulazione dei diversi effetti).

La velocità sul corpo, legame tra carico e velocità. Forze di spinta, o suzione, sul bordo di attacco: paradosso della lastra piana. La soluzione di Glauert per la lamina curva (è verificata la condizione di Kutta). Sviluppo in serie dell'equazione della lamina e determinazione dei coefficienti per linee medie di forma arbitraria. Gradiente della retta di portanza, angolo di portanza nulla, retta di portanza, angolo d'attacco ideale, coefficienti aerodinamici: espressioni analitiche in funzione dei coefficienti dello sviluppo in serie. Proprietà del carico: carico basico e carico addizionale sul profilo, il carico ideale (di progetto) del profilo. Il fuoco (o punto neutro anteriore), il momento di beccheggio della forza aerodinamica: centro di pressione, centro aerodinamico del profilo.

APPLICAZIONI. Metodo ingegneristico NACA: fondamenti e sviluppo.

Legame tra curvatura, angoli caratteristici della linea media, scalabilità. Influenza dello spessore: gradiente della retta di portanza dei profili sottili ma non infinitamente sottili, andamento con lo spessore.

ASSEGNO

- Esercizio sul profilo. Ricavare in uno o più modi il gradiente della retta di portanza, i  $C_n$  della linea media, gli angoli di attacco ideale e di portanza nulla, coefficiente di momento focale per i propri profili.

### **MERCOLEDÌ 30 OTTOBRE 2013 (h 32) - MERCOLEDÌ 30 OTTOBRE 2013 (h 34)**

Angolo di portanza nulla del profilo, il  $C_p$ : il momento focale a portanza nulla.

ALI - ALA DIRITTA. Importanza delle conoscenze dell'Aerodinamica bidimensionale per il funzionamento delle ali.

Le incognite sono il gradiente della retta di portanza dell'ala, l'angolo di attacco a portanza nulla, la distribuzione di carico in qualunque condizione operativa. Le decomposizioni dei carichi consentono di risolvere separatamente i tre diversi tipi di carico (basico, addizionale, antisimmetrico a portanza nulla) sulla semiala.

Individuazione dei parametri che caratterizzano il carico, fissato un valore dell'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).

Modellistica approssimata di Prandtl. Descrizione critica, approssimazioni e limiti. Il vortice aderente di intensità variabile e la conseguente vorticità libera, ipotesi sulla scia, ipotesi di bidimensionalità nei piani (x-z). Downwash e resistenza indotta legata al downwash: ogni sezione alare contribuisce in base al proprio downwash. 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.

Il modello matematico: si sta risolvendo (implicitamente) l'equazione di Laplace (il vortice aderente e la vorticità libera sono singolarità armoniche), ma... dove sono la condizione al contorno e la condizione di chiusura (di regolarità, od anche di Kutta)? Risposta: c'è stata un'imposizione implicita in quanto per impostare la teoria è stato necessario aver risolto il campo 2-D per ciascun profilo (imponendo quindi la condizione di flusso tangenziale e la condizione di chiusura per ciascuno di essi!).

Le equazioni costitutive della Teoria di Prandtl: illustrazione dei diversi termini. Necessità di conoscere la retta di portanza dei profili dell'ala ricorrendo all'impiego dei risultati di teorie 2.D (soluzioni esatte, Teoria del Profilo Sottile): occorre assegnare il gradiente della retta di portanza e l'angolo di attacco assoluto di ciascun profilo. L'angolo di attacco assoluto è misurato rispetto alla retta di portanza nulla dei profili. Richiamo del metodo di soluzione di Prandtl.

Svergolamento aerodinamico e geometrico, leggi di svergolamento (lineare, parabolico, ad hoc). Carico basico (indipendente dall'angolo di attacco), retta ed angolo di portanza nulla dell'ala: vanno determinati insieme, mediante l'equazione addizionale che esprime il fatto che il coefficiente di portanza è nullo. Valutazione dell'effetto di svergolamento.

Valutazione dell'antisimmetria a portanza nulla: carico antisimmetrico e momento di rollio, 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. Esempio di come assegnare dati per un carico di manovra (la deflessione degli alettoni viene introdotta come un cambiamento antisimmetrico della forma del bordo di uscita: si genera un nuovo diverso profilo di cui occorre calcolare la retta di portanza nulla...). Esigenza di un database con alettone deflesso (variazione della retta di portanza nulla 2.D con l'angolo di deflessione).

Carico addizionale, proporzionale all'angolo di attacco misurato rispetto alla retta di portanza nulla (dell'ala).

Calcolo del carico totale.

Schema vorticoso dietro un'ala. Caso dell'ala svergolata nella condizione di portanza nulla. Resistenza indotta a portanza nulla.

Una soluzione fondamentale: il carico ellittico visto come soluzione di un problema di Fisica Matematica con un vincolo di minimo valore per un funzionale, la resistenza indotta. Il carico ellittico, con downwash costante e quindi minima resistenza indotta.

Considerazioni su come realizzarlo: distribuzione di corde ellittica per un'ala non svergolata e con profilo uniforme. Vincoli sul carico: il carico desiderato. Modulazione del carico di una forma in pianta arbitraria tramite svergolamento. Qualità della distribuzione di carico: il fattore di Oswald come misura dello scostamento del carico da quello ellittico, dipendenza del fattore di

Oswald dalla forma in pianta, cambiamento del carico ed alterazione del fattore di Oswald al variare della configurazione mediante azionamento dei flap o degli alettoni.

Presentazione del metodo di Multhopp per la soluzione del modello di Prandtl. Il Metodo di Multhopp come strumento storicamente più efficace. Descrizione del metodo: struttura della matrice di induzione, riduzioni del rango per i carichi decomposti.

Andamento generale del gradiente della retta di portanza in funzione dell'allungamento. Influenza dell'allungamento alare sul gradiente della retta di portanza dell'ala.

Effetti di allungamento, rastremazione, svergolamento su gradiente della retta di portanza e resistenza indotta.

Variazione del numero di Reynolds di lavoro lungo l'apertura.

STRIP THEORY. Interfacciamento di un solutore non viscoso basato sulla Teoria di Prandtl con un solutore 2-D, viscoso o non viscoso, per la ricostruzione del campo di pressioni 3-D sulla superficie di un'ala in assegnate condizioni di volo, ricostruzione dello strato limite, calcolo della resistenza viscosa e della polare.

ASSEGNO. (EVENTUALE) ATTIVITÀ SUL METODO DI MULTHOPP. Applicazione per il carico addizionale, basico ed antisimmetrico (e quindi per carichi di manovra), e per la polare indotta (fattore di Oswald e resistenza indotta a portanza nulla).

ASSEGNO. (EVENTUALE) ATTIVITÀ SULLA TEORIA DI PRANDTL.

ASSEGNO. (EVENTUALE) POST PROCESSING PER L'ALA, ANCHE IN CAMPO VISCOSO: STRIP THEORY.

Fondamento del metodo di Schrenk: effetto concorrente di corda e coefficiente di portanza nella costituzione del carico.

Proprietà di attrattore dell'ala ellittica: assegnando una modifica della distribuzione delle corde di un'ala a pianta ellittica si determina una variazione di carico minore della variazione di corde assegnata. Questo deriva dalla modifica della distribuzione di downwash che fa in modo di opporsi alla variazione di carico legata alle corde. Esempio: effetto di contrasto allo svergolamento.

ALA A FRECCIA IN CAMPO NON VISCOSO. Effetto di spostamento dei carichi per ali a freccia all'indietro ed in avanti, ala obliqua di Jones.

#### **LUNEDÌ 4 NOVEMBRE 2013 (h 36)**

Altro esempio della proprietà di attrattore dell'ala ellittica: effetto di contrasto alla modifica della distribuzione delle corde.

ALA A FRECCIA IN GENERALE. Importanza della comprensione del funzionamento dell'ala diritta per comprendere l'ala a freccia.

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.

LA COSA BUONA. 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.

TUTTO IL RESTO.

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

Effetto sul gradiente della retta di portanza: 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 del gradiente della retta di portanza dei profili- e dell'angolo di attacco effettivo.

(Se l'ala messa a freccia pesasse lo stesso...) Aumento della superficie in pianta per compensare la riduzione della portanza, con aggravio di peso e necessità di un ulteriore aumento della superficie in pianta (aggravio di peso). Spostamento dei carichi, incremento dei carichi torsionali (aggravio di peso). L'ala a freccia pesa (e costa) molto di più di un'ala diritta.

ALLE VELOCITÀ SUBSONICHE. Modello di funzionamento dell'ala a freccia, l'estensione di Weissenger del modello di Prandtl all'ala a freccia: schema vorticoso, il vortice aderente [NO 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 mezzeria ed estremità, variazione del downwash rispetto all'ala diritta in dipendenza dal segno della freccia per spiegare lo spostamento dei carichi: esigenza di un opportuno svergolamento.

Stabilità latero direzionale: influenza della freccia ed effetto diedro.

Considerazioni complessive sulla freccia. Vantaggio (la comprimibilità portata a velocità più alte) e svantaggi, anche per gli aspetti strutturali e quindi di costo.

#### **MERCOLEDÌ 6 NOVEMBRE 2013 (h 38) - MERCOLEDÌ 6 NOVEMBRE 2013 (h 39)**

APPLICAZIONI DELLA TEORIA DEL PROFILO SOTTILE. 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). La condizione di Kutta è verificata anche per la Teoria del Punto Neutro Posteriore.

Il ruolo della Teoria del Punto Neutro Posteriore nel calcolo di campi 3-D. La condizione al contorno nella Teoria della Superficie Portante (Weissenger). Oltre le teorie di linea e superficie portante: Vortex Lattice per forme in pianta arbitraria e per configurazioni non planari. Il metodo Vortex Lattice per valutare il carico anche lungo i profili. Il metodo verifica la condizione di Kutta.

ALA A DELTA IN CAMPO NON VISCOSO ED ALLE BASSE VELOCITÀ DI CROCIERA (FLUSSO A POTENZIALE). Il concetto di Massa Addizionale Apparente utilizzato per per motivare la nascita di forze aerodinamiche. Ali di veramente basso allungamento in campo non viscoso: limitazione del modello di Prandtl, modello di Jones, cambiamento della direzione di bidimensionalità, soluzione di Jones senza dimostrazione, il carico è ellittico, prestazioni e confronto con la teoria di Prandtl. La formula generale di migliore approssimazione per il gradiente della retta di portanza di un'ala in funzione dell'allungamento.

COMPENDIO DEI RISULTATI PER L'ALA IN CAMPO NON VISCOSO. Riepilogo delle proprietà delle ali secondo il modello non viscoso.

INTRODUZIONE AGLI EFFETTI DELLA COMPRIMIBILITÀ LINEARE E NON LINEARE IN AMBITO NON VISCOSO: Un piano cartesiano per l'individuazione degli effetti della comprimibilità: il numero di Mach di volo come variabile indipendente. Un cenno al campo ipersonico. Numeri di Mach caratteristici.

### **LUNEDÌ 11 NOVEMBRE 2013 (h 41)**

Velocità caratteristiche. Propagazione dei piccoli disturbi si una sorgente in moto relativo. Propagazione dei grandi disturbi. L'importanza della propagazione dei piccoli disturbi nella determinazione della struttura di un campo di moto. La fisica e la modellistica al crescere del numero di Mach.

COMPRIMIBILITÀ LINEARE. La retta di comprimibilità: numeri di Mach critici, definizione e significato. Campi di moto transonici, subsonici, supersonici.

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 caso dell'ugello e del cilindro. Calcolo del numero di Mach critico inferiore e sua dipendenza.

MODELLI MATEMATICI IN CAMPO NON VISCOSO COMPRIMIBILE. 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, resistenza indotta nella similitudine. Equivalenza del modello a potenziale linearizzato di Prandtl-Glauert e del modello esatto (Eulero) in campo subsonico. Il modello esatto in ambito non viscoso retto dall'equazione di Laplace. La rampa di compressione, l'abbaco d'urto.

(QUESTO NON SI FA. Le equazioni-modello di Burgers per moti viscosi e non.)

ASSEGNO (ESERCIZI SU PROFILO ED ALA): Estensione delle soluzioni incomprimibili fino al numero di Mach critico inferiore.

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.

### **MERCOLEDÌ 13 NOVEMBRE 2013 (h 43) - MERCOLEDÌ 13 NOVEMBRE 2013 (h 45)**

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, riscaldamento aerodinamico dovuto all'urto (e non all'attrito!), effetti dell'urto in campo ipersonico. Divergenza della resistenza, convenzione per numero di Mach di divergenza, assetti possibili per il volo transonico.

Il campo supersonico: formazione dell'urto obliqua sulla prua degli oggetti a bordo di attacco aguzzo. Profili a bordo aguzzo per il volo supersonico. Il profilo supersonico in campo supersonico: campo di moto con la teoria dell'urto-espansione. Il calcolo del

numero di Mach critico superiore per profili a bordo aguzzo. 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, l'esempio del Concorde. Polare per la resistenza d'urto.

**È POSSIBILE QUINDI DETERMINARE IL FUNZIONAMENTO DEL PROFILO ALARE IN CAMPO NON VISCOSO.**

Evoluzione del campo aerodinamico dalla bassa velocità fino alle alte velocità. 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 del numero di Mach di volo.

**ALA A FRECCIA IN CAMPO COMPRIMIBILE.** Spostamento degli effetti di comprimibilità (in campo supersonico la freccia aumenta il Cl a parità di angolo di attacco!).

**VELIVOLO.** 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.

**EFFETTI VISCOSI IN CAMPO COMPRIMIBILE.** L'importanza degli effetti di comprimibilità sullo strato limite in condizioni comprimibili (sub-, trans-, super- ed ipersoniche). Andamento di pressione (costante!), temperatura (aumenta) e densità (diminuisce) attraverso lo strato limite. Inspessimento del 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. Effetti generali di riscaldamento aerodinamico legati all'attrito (la temperatura superficiale del Concorde). Un cenno agli aspetti termochimici del campo ipersonico.

### **LUNEDÌ 18 NOVEMBRE 2013 (h 47)**

Il potenziale per l'onda d'urto normale e per l'onda d'urto obliqua.

**EFFETTI VISCOSI IN CAMPO COMPRIMIBILE: 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.

Profili alle alte velocità. Effetti dell'interazione tra onda d'urto e strato limite ed aspetti problematici del volo transonico: stallo d'urto, buffet. Criterio di buffet.. Stalli di alta velocità in richiamata (è un G-stallo).

### **MERCOLEDÌ 20 NOVEMBRE 2013 (h 49) - MERCOLEDÌ 20 NOVEMBRE 2013 (h 51)**

Il controllo degli effetti dell'urto (divergenza della resistenza e buffet): 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 lambda.

**UNA DISCUSSIONE SUI 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. Differenza di comportamento in alta velocità tra profili convenzionali e profili per il volo transonico.

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

La regola delle aree in campo transonico e supersonico. Il fenomeno del Sonic Boom, implicazioni. Cranked wing.

**LO STALLO.** Lo stallo di bassa velocità delle ali e dei profili. Le difficoltà della previsione dello stallo per via teorica o sperimentale, confluenza di tecniche di previsione (Data Sheet, metodi di interazione, soluzioni RANS, prove di galleria) verso la prova di volo.

**PROFILI ALARI.** Meccanismi di stallo dei profili. L'importanza della soluzione non viscosa in campo incomprimibile al fine di prevedere la qualità della soluzione viscosa. Descrizione della curva di portanza: inizio del tratto curvo in corrispondenza della prima separazione del flusso, progressivo avanzamento del punto di separazione e diminuzione del rateo di crescita della portanza. La condizione di stallo. Fenomeni legati alla separazione del flusso, la zona di ricircolo e scia vicina, isobaricità longitudinale della

regione separata, leggermente sovraespansa, il recupero nella scia lontana. Qualità di stallo: classificazione dei diversi tipi di stallo, metodo di Thain&Gault..

### **LUNEDÌ 25 NOVEMBRE 2013 (h 53)**

**ALA E CONFIGURAZIONE.**Richiami: lo strato limite sulle ali diritte ed a freccia, in riferimento al comportamento bidimensionale sui profili che costituiscono l'ala, teoria a strisce. Metodo Douglas per il  $CL_{max}$  di una configurazione, anche complessa.

Lo stallo dell'ala dal punto di vista delle prestazioni.

Meccanismo di stallo dell'ala, interconnessione tra carico alare e stallo dei profili,

Previsione dello stallo: modellistica lineare per il carico, incrociata con i dati sperimentali dei profili, definizione di stallo convenzionale dell'ala, avvisatore di stallo. Definizione, significato e calcolo ingegneristico del sentiero di stallo a partire dalla conoscenza del carico non viscoso e dell'aerodinamica dei profili, importanza del Data Base 2-D, interpretazione del metodo e dimostrazione che il calcolo è in sicurezza, limiti del metodo.

### **MERCOLEDÌ 27 NOVEMBRE 2013 (h 55) - MERCOLEDÌ 27 NOVEMBRE 2013 (h 57)**

Qualità di volo: lo stallo di estremità ed i suoi inconvenienti (inefficacia degli alettoni e fenomeno del nose-up causato dallo spostamento del vortice di estremità).

Ali svergolate e carico basico: importanza sull'inizio del sentiero di stallo e modifica della procedura per la sua determinazione. Dipendenza dello stallo dalla forma in pianta, dal tipo di profilo e dallo svergolamento. Stallo non simmetrico in virata. (è un G-stallo).

Interventi a progetto e fuori progetto per la desiderata qualità di stallo: turbolatori, promotori di stallo per evitare stallo d'estremità. Considerazioni sul flusso che investe il piano orizzontale di coda e sul suo dimensionamento.

Lo stallo della configurazione: promotori di stallo ed architettura Canard per evitare il problema dello stallo di cattiva qualità (considerazione sull'ala anteriore del velivolo P180 che introduce il prestallo per alleviare lo stallo dell'ala). Cenni sulle prove di volo.

**ASSEGNO. (EVENTUALE)** Determinazione dello stallo convenzionale:  $CL_{max}$  e, magari, angolo di stallo convenzionali. Calcolo del sentiero di stallo.

**ASSEGNO:** La regola di Pope-Haney per lo spostamento dei carichi introdotto dalla freccia.

**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.

**CENNI SULLA FORMAZIONE DI GHIACCIO IN VOLO.** Condizioni fisiche favorevoli alla formazione di ghiaccio, il fenomeno. Effetto su tubo di Pitot, variazioni della caratteristica di portanza ed effetto sulla velocità minima. Importanza del fenomeno per la progettazione e gli aspetti operativi del volo. Certificazione e sperimentazione a ghiaccio.

### **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  $CL_{max}$ , 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.

Flap molto semplici per illustrare il principio dell'ipersostentazione semplice (o complessa): aumento di curvatura e spostamento della curva di portanza "verso l'alto a sinistra", con aumento del  $CL_{max}$  e diminuzione dell'angolo di stallo.

Ipersostentazione da bordo di uscita. Modellistica e numerica semplice per il flap a singola cerniera (Xfoil).

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.

### **LUNEDÌ 2 DICEMBRE 2013 (h 59)**

**IPERSOSTENTAZIONE.** 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.

**ELICHE.** 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 il volo transonico o supersonico? Eliche per il campo transonico e per alta quota.

### **MERCOLEDÌ 4 DICEMBRE 2013 (h 61) - MERCOLEDÌ 4 DICEMBRE 2013 (h 63)**

**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.

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 dalla manetta (la portata richiesta) e dalla velocità del velivolo. Importanza delle prestazioni al di 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 9 DICEMBRE 2013 (h 65)**

**ELICHE.** Gli stadi di funzionamento.

**PRESE D'ARIA.** Un cenno alle caratteristiche delle prese d'aria subsoniche.

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, efficienza, condizione di progetto con spillamento per la regolazione. 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.

Illustrazione del funzionamento di prese d'aria nelle diverse condizioni di funzionamento di progetto nonché di fuori progetto. Aspetti del funzionamento in condizioni di progetto e di fuori progetto di prese d'aria per il volo subsonico e supersonico in volo subsonico.

### **MERCOLEDÌ 11 DICEMBRE 2013 (h 67) - MERCOLEDÌ 11 DICEMBRE 2013 (h 69)**

**METODI DI STRATO LIMITE.** Problema diretto, problemi inversi. Esistenza della singolarità di Goldstein alla separazione, metodi inversi di soluzione per la sua eliminazione. Indipendenza delle equazioni di strato limite dal regime laminare o turbolento (per le equazioni di Prandtl e per l'equazione di Von Karman). Esistenza di equazioni integrali per flussi tridimensionali comprimibili e per flussi instazionari, necessità delle chiusure. Metodi (integrali) di strato limite stazionario 2D.

**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 trascinarsi 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.

### **LUNEDÌ 16 DICEMBRE 2013 (h 71)**

**COMPLEMENTI DI AERODINAMICA.** 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. Il caso della Teoria di Prandtl: la scia vorticoso, equivalenza con una scia di doppiette, discontinuità del potenziale attraverso la scia, modellazione della scia dietro superfici portanti mediante distribuzioni di vortici o di doppiette. Pertinenza di ciascuna distribuzione di singolarità per la simulazione dei diversi effetti (sorgenti per spessore, vorticità/doppiette per curvatura ed angolo di attacco).

Induzione di velocità in un punto da parte di un segmento di sorgente (o vortice, o doppietta), proiezioni rispetto ad una giacitura; induzione nel riferimento intrinseco di un altro pannello: coefficienti e matrici di influenza.

### **MERCOLEDÌ 18 DICEMBRE 2013 (h 73) - MERCOLEDÌ 18 DICEMBRE 2013 (h 75)**

**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. 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. Impostazione del problema e formulazione della condizione al contorno secondo l'Identità di Green.

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.

Calcolo delle matrici di influenza (sorgenti distribuite uniformemente, od anche concentrate) sul cilindro discretizzato con quattro pannelli.

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  $0^\circ$  e  $90^\circ$ . 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 caricati 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.

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.

CENNI SUI METODI A PANNELLI PER IL CAMPO 3D. Utilizzo delle doppiette, condizioni di chiusura (nei metodi a pannelli 2-D si impone la condizione di Kutta, in quelli 3-D pure ma per *stripes*), 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.

Cenni sui flussi supersonici linearizzati. 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  $M^{**2}=2$ . Metodi a pannelli unificati per subsonico e supersonico.

INTERAZIONE VISCOSO/NON VISCOSO. Il profilo equivalente secondo Prandtl. Il soffiamento indotto dallo strato limite, il profilo equivalente soffiato. Equivalenza tra soffiamento ed inspessimento, differenze operative. 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 viscoso su ali e profili col l'uso dei metodi inversi: esigenza di una procedura iterativa. Modifica della retta di portanza reale e previsione della parte non lineare della curva di portanza. La resistenza di pressione. La polare dei profili.

#### GENNAIO-FEBBRAIO 2014. INTRODUZIONE ALL'AERODINAMICA NUMERICA.

Pacchetti SW per l'Aerodinamica Applicata: Metodi CFD. Profili alari: generazione di una griglia di calcolo e soluzione Euleriana a bassa ed alta velocità, calcolo del flusso laminare o turbolento a bassa velocità ed alta velocità, anche in campo instazionario.