

**LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE
PROGRAMMA PER L'A.A. 2014-2015 DEL CORSO DI AERODINAMICA DEGLI AEROMOBILI**

Sabato 24 di gennaio 2015

INDICE (in grassetto le voci modificate rispetto alla versione precedente)

- ARGOMENTI TRATTATI DURANTE IL CDS PER LA LAUREA LA CUI CONOSCENZA È INDISPENSABILE PER FRUIRE DEL CORSO IN MODO EFFICACE.
- **LE LEZIONI (in corsivo e grassetto argomenti non trattati in dettaglio, e dunque non nel programma d'esame)**
- ELABORATI MONOGRAFICI SUGGERITI
- ESERCIZI SUGGERITI:
 1. L'AERODINAMICA – NON VISCOSA E VISCOSA- DEL PROFILO ALARE
 2. L'AERODINAMICA DEL VELIVOLO
 3. LE PRESE D'ARIA
- **TABELLA I - PROFILI GIÀ ASSEGNATI PER LE APPLICAZIONI NUMERICHE**
- **TABELLA II – VELIVOLI (CON ALA A FRECCIA) GIÀ SCELTI PER LE APPLICAZIONI NUMERICHE**
- INDICAZIONI PER LO SVILUPPO DELLE ESERCITAZIONI A CASA

ARGOMENTI TRATTATI DURANTE IL CDS PER LA LAUREA E LA CUI CONOSCENZA È INDISPENSABILE PER FRUIRE DEL CORSO IN MODO EFFICACE.

- Un modello di atmosfera
- I diversi modelli fluidodinamici, le relative equazioni ed il processo di adimensionalizzazione, i numeri caratteristici - La teoria di Glauert per il profilo sottile e le relative soluzioni - La teoria di Lancaster-Prandtl per l'ala e le relative soluzioni - Lo strato limite
- Gli effetti di comprimibilità lineare (similitudini) - Compressioni ed espansioni in campo supersonico - I risultati della teoria dei moti quasi unidimensionali adiabatici isentropici
- Discretizzazione di operatori differenziali per la soluzione numerica di equazioni differenziali di interesse in fluidodinamica - Metodi numerici per la soluzione di sistemi algebrici e di equazioni differenziali - L'interpolazione di una tabella mediante funzioni Spline – Derivazione ed integrazione per via numerica
- Le manovre fondamentali: decollo, atterraggio, virata, richiamata, volo in salita, volo librato. Le autonomie.

LE LEZIONI

PRIMA LEZIONE 6/10/2014 – 2h

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.

Gli aeromobili. Assi velivolo, assi vento: il comportamento aerodinamico dipende dall'orientazione relativa delle due terne.

Campi di moto intorno agli aeromobili, complessità e necessità di semplificazioni. Moti simmetrici e non. Il velivolo nel moto livellato: Principio di Reciprocità. Volo derapato, le manovre. La forza aerodinamica ed il suo momento. Punti caratteristici: fuoco, centro di pressione, centro aerodinamico. Il Database aerodinamico di un velivolo.

MODELLI MATEMATICI: CAMPO NON VISCOSO. 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. Il modello esatto in ambito non viscoso retto dall'equazione di Laplace. La rampa di compressione supersonica, l'abbaco d'urto, cenni sui campi conici e sull'urto conico. Propagazione dei grandi disturbi mediante onde d'urto.

RICHIAMI DI AERODINAMICA.

- CAMPO NON VISCOSO 2D INCOMPRESSIBILE. Equazione di Bernoulli. Il moto retto dall'equazione di Laplace (a potenziale armonico), le singolarità idrodinamiche fondamentali, il flusso uniforme, sovrapposizione di campi di moto armonici. Il problema di Neumann per l'equazione di Laplace, unicità della soluzione e condizione di chiusura. Dal potenziale alla velocità ed alla pressione, coefficiente di pressione, significati ed importanza, le sue dipendenze. 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, il cilindro visto come un profilo portante: cresta e punti di ristagno, il gradiente di pressione, picchi di espansione, il significato di "sfavorevole/favorevole", il cilindro come generatore del campo di moto attorno a qualsiasi profilo. Generalità della soluzione a potenziale per il profilo sottile (portanza e momento), rette di portanza e momento, gradiente della retta di portanza, angolo di attacco di portanza nulla e loro calcolo (dalla soluzione di Glauert, Cap. 4.1 – Appunti).
- CAMPO VISCOSO 2D. Effetti della viscosità: la resistenza, curve di portanza, lo stallò, le polari di momento e resistenza, dipendenza al variare del numero di Reynolds.
- EFFETTI DI COMPRESSIBILITÀ. Il significato del modello incompressibile in termini di velocità del suono. Un piano cartesiano per l'individuazione degli effetti della comprimibilità, il numero di Mach di volo come variabile indipendente. Campi di moto transonici, subsonici, supersonici. Numeri di Mach caratteristici: il numero di Mach critico inferiore come confine tra campo subsonico e campo transonico, il numero di Mach critico superiore come confine tra campo transonico e campo supersonico. Andamento dei coefficienti di portanza, momento e resistenza (d'onda) in funzione del numero di Mach.

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.

PROFILO ALARE. Il profilo alare come macchina a fluido astratta. La geometria (Cap. 3 – Appunti). 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.

SECONDA E TERZA LEZIONE 8/10/2014 – 6h

INTRODUZIONE AL POST-PROCESSING AERODINAMICO. Significato ed importanza.

PROFILO ALARE IN CAMPO NON VISCOSO. Coefficienti di portanza e momento. Retta di portanza e gradiente della retta di portanza: il problema del calcolo aerodinamico di un profilo ha come obiettivo principale la determinazione del suo gradiente della retta di portanza. Curve di comprimibilità.

Il carico di profilo, Restrizione al campo incompressibile, differenze dal caso comprimibile, linearizzazione nell'ipotesi di piccole perturbazioni. Legami tra pressione, carico e vorticità.

La soluzione intorno all'ellisse portante in moto ideale, influenza dello spessore sul gradiente della retta di portanza, influenza dell'angolo di attacco su punto di ristagno, picco di espansione e cresta. Formula per il gradiente della retta di portanza dei profili: il caso dei profili NACA, profili "infinitamente" sottili.

Effetto della curvatura. Esempi.

Il centro di pressione e suoi spostamenti al variare dell'angolo di attacco; il caso di portanza nulla.

PROFILO ALARE IN CAMPO VISCOSO. La resistenza, massimo coefficiente di portanza, stallo, angolo di stallo. Unità di misura del coefficiente di resistenza: il Drag Count. Polari e curve di comprimibilità.

Il Database aerodinamico di un profilo.

ALA. Comportamento aerodinamico di un'ala, in riferimento a quello del profilo alare: importanza fondamentale del profilo alare.

L'ipotesi di Prandtl. La resistenza indotta dipende dal carico (e non dalla portanza). Lo svergolamento, il problema dell'angolo di attacco di portanza nulla.

LE ELICHE. Definizioni, convenzioni, nomenclatura: assi di riferimento, viste, la solidità. Campi di applicazione: generalizzazione a casi non aeronautici, le differenti prestazioni dei velivoli ad elica e a getto, è pensabile un'elica per il volo transonico o supersonico?

Eliche traente e spingente. Stato dell'arte dell'impiego della CFD in campo elicistico.

Impostazione della modellistica semplificata: la pala vista come un'ala, trascurabilità delle induzioni circonferenziali e laterali.

Elemento di pala. Calettamento e passo geometrico. Le ipotesi per la riduzione del funzionamento alla semplice modellistica bidimensionale in analogia con il profilo alare, impiego dei dati bidimensionali.

Il punto fisso: impossibilità di impiegare la velocità di volo come fattore adimensionalizzante. Azione aerodinamica sull'elemento, genesi di spinta, coppia e potenza.

QUARTA LEZIONE 13/10/2014 – 8h

Solidità.

Elica in movimento: elica traslante in flusso assiale. L'elemento di pala rappresentativo. Il triangolo delle velocità e suoi limiti di rappresentatività trascurando le velocità indotte, passo aerodinamico, regresso, angolo d'attacco, rotazione della forza. Variazione dell'angolo di attacco e delle forze con velocità di avanzamento e velocità di rotazione: il rapporto di funzionamento. Parametri funzionali e coefficienti caratteristici, formule di Renard. Andamento dei coefficienti caratteristici di un'elica a passo fisso. Esigenza del passo variabile lungo la pala al fine di operare ad angolo di attacco ottimale con tutti gli elementi di pala.

Stadi di funzionamento: comportamento dell'elemento di pala nei diversi stadi, elica motrice, elica mossa. Il passo variabile in volo, andamento dei coefficienti caratteristici, anche alle basse velocità di volo.

QUINTA E SESTA LEZIONE 15/10/2014 – 12h

Il rendimento. Eliche lente ed eliche veloci.

Aspetti funzionali sul velivolo: asimmetrie ed influenza sulle polari, P-factor, effetti giroscopici, effetti su fusoliera e piano verticale. Teoria del disco attuatore: ipotesi, 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, il rendimento.

Cenni sui modelli impulsivi più accurati e relativi rendimenti parziali: perdite rotazionali e viscosi, l'effetto del mozzo.

PRESE D'ARIA: INTRODUZIONE. Importanza e complessità nell'interazione e nell'integrazione con il velivolo. Legame tra fluidodinamica di una presa d'aria (in tutto l'involucro di volo) e modelli di moto semplici (e già studiati). Regimi di moto caratteristici e aspetto geometrico della presa. Dipendenza delle prestazioni dalla manetta (la portata richiesta) e dalla velocità del velivolo. Importanza delle prestazioni al di fuori delle condizioni di progetto. Aspetti progettuali funzionali (protezione da inghiottimento, il problema del ghiaccio). Esistenza di famiglie di prese d'aria in analogia con le famiglie di profili.

EFFETTI DELLA COMPRIMIBILITÀ LINEARE E NON LINEARE IN AMBITO NON VISCOSO.

Alcuni richiami: velocità caratteristiche, propagazione dei piccoli disturbi di una sorgente in moto relativo, caso subsonico, caso supersonico, i coni di Mach, regioni di dipendenza e di influenza. Onde d'urto e ventagli di espansione: il diedro di compressione, abbaco d'urto. Modellistica lineare comprimibile: l'equazione di Prandtl-Glauert (derivata come linearizzazione dell'equazione generale del potenziale, valida anche in campo supersonico), la soluzione in similitudine subsonica.

Dal moto iposonico al moto subsonico: differenti comportamenti dell'aria al crescere della velocità di volo, distinzione e modifica delle equazioni di stato, effetti fisici, incremento degli scorrimenti tra flusso iposonico e flusso subsonico a causa della comprimibilità, esaltazione delle variazioni del numero di Mach, esaltazione delle forze di pressione; il caso dell'ugello e del cilindro. Il raggiungimento delle condizioni critiche, il numero di Mach critico inferiore e sue dipendenze. Esempio del cilindro. Il raggiungimento delle condizioni critiche come criterio di stallo.

CAMPO TRANSONICO. Sua peculiarità fondamentale del campo: l'onda d'urto normale domina il campo. Evoluzione al crescere del numero di Mach fino a condizioni asintotiche supersoniche: 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 e della resistenza d'onda, 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. Urto staccato: alcune proprietà del flusso ipersonico attorno ad un aeromobile: 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 numero di Mach critico superiore.

SETTIMA LEZIONE 20/10/2014 – 14h

Il calcolo del numero di Mach critico inferiore.

Il calcolo del numero di Mach critico superiore di un diedro, applicazione al caso del profilo supersonico a bordo aguzzo.

Impossibilità di volare in un campo supersonico se il bordo di attacco è arrotondato: il campo transonico a partire da condizioni asintotiche supersoniche, onda d'urto curva staccata e caratteristiche di rotazionalità del campo di moto.

OTTAVA E NONA LEZIONE 22/10/2014 – 18h

Pacchetti SW per l'Aerodinamica Applicata. Metodi integrali: il codice Xfoil, descrizione del SW, a cura di Giovanni Paolo REINA e Serena RUSSO: utilizzo del metodo Xfoil in campo non viscoso e viscoso, anche comprimibile.

Esistenza (ed andamento) del potenziale di velocità per il flusso di onda d'urto. Inesistenza del potenziale dietro l'urto curvo.

IL PROFILO SUPERSONICO IN CAMPO SUPERSONICO. Formazione dell'urto obliqua sulla prua degli oggetti a bordo di attacco aguzzo. Profili a bordo aguzzo per il volo supersonico. Campo di moto con la teoria dell'urto-espansione, diagrammi di pressione, forze, momenti e resistenza d'onda, polare per la resistenza d'urto, centro di pressione, centro aerodinamico e suo spostamento al crescere della velocità di volo. Effetti di curvatura, spessore ed angolo di attacco, inversione dell'effetto della curvatura sull'angolo di portanza nulla.

La condotta di un velivolo nel passaggio da regime subsonico a regime supersonico: complicazioni progettuali per il passaggio subsonico e viceversa, l'esempio del Concorde.

DECIMA LEZIONE 27/10/2014 – 20h

URTO STACCATO. Alcune proprietà del flusso ipersonico attorno ad un aeromobile ed 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!).

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.

PRESE D'ARIA.

Parametri fondamentali: l'area di cattura. Il concetto di strozzamento. Un cenno alle caratteristiche delle prese d'aria subsoniche. Prese d'aria per il volo supersonico: 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. Prese d'aria a spina centrale: funzionamento in condizioni di progetto, configurazioni a due o più urti.

UNDECIMA E DODICESIMA LEZIONE 29/10/2014 – 24h

Parametri fondamentali: lo spillamento, la resistenza additiva, condizione di progetto con spillamento per la regolazione.

Parametri fondamentali delle prese supersoniche: l'efficienza relativa agli urti e criteri di ottimizzazione. Prese d'aria a spina centrale: efficienza ottima di un sistema ad N urti, richiamo sul campo conico.

È POSSIBILE QUINDI DETERMINARE IL FUNZIONAMENTO DI QUALUNQUE PRESA D'ARIA IN CAMPO NON VISCOSO AL VARIARE DELLA QUOTA, DELLA MANETTA E DELLA VELOCITÀ DI VOLO.

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.

LA FORMAZIONE DI GHIACCIO SUGLI AEROMOBILI: UN CENNO. L'aria umida. Evoluzione di goccioline di acqua in un fluido in movimento intorno ad un oggetto. Condizioni fisiche favorevoli alla formazione di ghiaccio. Il fenomeno della formazione ed accrescimento ghiaccio. Effetti su componenti e superfici portanti. Effetto su tubo di Pitot. Decadimento delle prestazioni aerodinamiche delle superfici portanti: variazioni delle caratteristiche aerodinamiche ed effetto sulla velocità minima. Effetti su prese d'aria e pale delle eliche. Importanza del fenomeno per la progettazione e gli aspetti operativi del volo. Certificazione e sperimentazione a ghiaccio. **Modellistica per la cattura d'acqua.**

FLUSSI NON VISCOSI TRIDIMENSIONALI. Ala: prodromi della teoria di Prandtl.

TREDICESIMA LEZIONE 3/10/2014 – 26h

Funzionamento e modelli per l'ala.

La forma in pianta, diversi tipi di forma in pianta, distribuzione di corde, rastremazione, freccia. Allungamento alare .

Il carico medio, considerazioni.

Il carico di profilo, considerazioni.

Il carico alare, considerazioni. La distribuzione desiderata di portanza. Integrale del carico. Distribuzioni (ed ali) particolari: carico addizionale, carico basico, carico antisimmetrico.

Fattori di scala per i tre diversi tipi di carico.

Il carico simmetrico. Carico adimensionale e fattori di scala.

ALAA FRECCIA. 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, un'applicazione numerica per la descrizione del campo di moto.

QUATTORDICESIMA E QUINDICESIMA LEZIONE 5/11/2014 – 30h

MODELLO DI PRANDTL. La vorticità libera. Soluzione di Prandtl: gradiente della retta di portanza ed inapplicabilità ai bassi allungamenti, resistenza indotta. L'ala con distribuzione di carico ellittica. La soluzione di Prandtl verifica la condizione di Neumann per l'equazione di Laplace sull'ala? Il metodo ingegneristico di Schrenk. Inadeguatezza della teoria di Prandtl per la previsione di ali di basso allungamento.

ALAA FRECCIA. Le linee di corrente in caso simmetrico e non simmetrico, al variare dell'angolo di attacco. Spostamento dei carichi indotto dalla freccia: il modello di Weissenger (linea portante disposta lungo la linea dei fuochi). Ala di Jones.

SEDICESIMA LEZIONE 10/11/2014 – 32h

INTRODUZIONE ALL'AERODINAMICA NUMERICA. Pacchetti SW per l'Aerodinamica Applicata: Metodi CFD. Soluzione pseudo-stazionaria. Profili alari: pre-processing, generazione di una griglia di calcolo, post-processing. Impostazione di un calcolo Euleriano a bassa ed alta velocità. Impostazione di un calcolo laminare o turbolento a bassa velocità ed alta velocità. Metodi Time-Consistent ed impostazione di un calcolo instazionario.

DICIASSETTESIMA E DICIOTTESIMA LEZIONE 13/11/2014 – 36h

Turbolenza atmosferica: le raffiche. Esigenza di aver un volo controllato anche in aria agitata. La struttura a vortici della turbolenza. STABILITÀ LATERO DIREZIONALE: inferenza della freccia ed effetto diedro.

ALA A DELTA IN CAMPO NON VISCOSO ED ALLE BASSE VELOCITÀ DI CROCIERA (FLUSSO A POTENZIALE). Energia di un campo di moto. Il concetto di Massa Addizionale Apparente. Ali di veramente basso allungamento in campo non viscoso: limitazione del modello di Prandtl, impostazione del modello e della teoria di Jones: decomposizione dell'atto di moto, cambiamento della direzione di bidimensionalità ed ipotesi di moto bidimensionale nel piano trasversale, il controllo Euleriano del campo di moto bidimensionale in un piano fisso attraversato dalle diverse sezioni alari, genesi della forza aerodinamica a partire dalla variazione di massa addizionale apparente. 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.

UNA "TEORIA 0" PER IL FENOMENO DEL VOLO: 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. Il caso di ali "non semplici": tubetti di flusso e resistenza indotta a portanza nulla (la resistenza indotta è legata al downwash, quindi è indotta dal carico e non dalla portanza!).

RICHIAMI DI FLUIDOMECCANICA. Dal concetto di agitazione molecolare delle particelle al concetto di velocità di massa: il campo di velocità, pressione, ecc.

DICIANNOVESIMA LEZIONE 17/11/2014 – 38h

ALA A FRECCIA. La regola di Pope-Haney per lo spostamento dei carichi introdotto dalla freccia.

RICHIAMI DI 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: "scomparsa" delle molecole, il concetto di punto materiale al quale sono associate tutte le grandezze del moto.

Andamento temporale reale della velocità (e delle altre grandezze termofluidodinamiche) in un punto: campo di moto macroscopicamente stazionario, moto laminare, moto turbolento.

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***.

MODELLISTICA VISCOSA.

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).

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.

STRUTTURA TRASVERSALE DELLO STRATO LIMITE: IL PROFILO DI VELOCITÀ. Spessore dello strato limite in dipendenza della convenzione. Pendenza, la legge di Newton per lo sforzo tangenziale, pendenza e sforzo tangenziale a parete, il punto di separazione. Curvatura e flessi. Isobaricità trasversale, i flussi diffusivi nello strato limite (legge fenomenologica per il flusso spontaneo di grandezze estensive, il drenaggio di energia e quantità di moto dal flusso 'esterno'), difetti di massa, quantità di moto ed energia cinetica, inspessimento fittizio e soffiamento fittizio indotti dallo 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, pendenza del profilo di velocità a parete e coefficiente di attrito).

Equazioni di Prandtl 2-D nel caso stazionario incomprimibile, parabolicità e significato fisico e modellistico, condizioni al contorno, trascurabilità degli effetti di curvatura.

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. Fisicità dello strato limite per le Scienze del Volo.

La Ragione Sociale del Corso di AERODINAMICA DEGLI AEROMOBILI. 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 altre condizioni di funzionamento, altro tipo di aeromobile, altro mezzo di trasporto).

VENTESIMA LEZIONE 19/11/2014 – 40h

Definizione di moto laminare: profili di velocità, 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, ***che cosa sono le soluzioni simili***.

INTRODUZIONE ALLA TURBOLENZA. Le medie, valori medii 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. Critica del concetto di bidimensionalità su piccole scale: la turbolenza è sempre tridimensionale e il moto piano non esiste. 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, **un cenno alla 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 le equazioni di Navier-Stokes (che non “vedono” lo strato limite).

LA TRANSIZIONE. I disturbi “contenuti” in un campo di moto. “Annichilimento” dei disturbi, stabilità neutra, amplificazione, produzione di turbolenza in uno strato limite laminare. 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: esperienza di Reynolds.

LASTRA PIANA. Struttura longitudinale e trasversale dello strato limite (flusso totalmente isobarico). Certamente nella prima parte il flusso è laminare, e la forma è parabolica (il che non c’entra niente con la forma parabolica delle equazioni dello strato limite...), dopo si vede: possibile transizione del flusso a turbolento, con incremento significativo dei flussi diffusivi verso la parete ed energizzazione del flusso a parete, e conseguente modifica del profilo di velocità da Turbulence Off a Turbulence On, variazione dello sforzo a parete (comunque non c’è mai separazione). Differenziazione delle grandezze di strato limite per i casi laminare, turbolento, transizionale. Influenza del numero di Reynolds. Abbaco di Moody.

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).

VENTUNESIMA LEZIONE 19/11/2014 – 42h SVILUPPI DI AERODINAMICA NUMERICA.

VENTIDUESIMA LEZIONE 24/11/2014 – 44h ULTERIORI SVILUPPI DI AERODINAMICA NUMERICA.

VENTITREESIMA E VENTIQUATTRESIMA LEZIONE 26/11/2014 – 48h

EFFETTO DEL GRADIENTE DI PRESSIONE. Effetti sulla transizione, la separazione. 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).

PROFILI ALARI ALLE BASSE VELOCITÀ DI VOLO. I due semiproblemi di strato limite: le linee di corrente del corso e del ventre, i flessi nella rappresentazione parametrica della distribuzione Euleriana di velocità (nel punto di ristagno, almeno...).

Sviluppo dello strato limite in relazione ai gradienti di velocità: transizione e separazione, interrelazioni, bolle laminari, loro caratterizzazione e sviluppo al variare dell’angolo di attacco. Sull’estensione e la fine della retta di portanza.

Stallo e tipi di stallo. Sviluppo dello strato limite in qualunque condizione di volo. Inferenza della separazione sulla velocità esterna (riduzione e spostamento della cresta, scie separate, struttura e leggi per la pressione vicina e lontana). 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!

I 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 storia, 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.

VENTICINQUESIMA LEZIONE 1/12/2014 – 50h

(Lezione tenuta dalla dott. Ing. RUSSO e dall’ing. REINA). Moderni indirizzi in Aerodinamica Numerica applicata alla Fluidodinamica ed al volo.

VENTISEIESIMA E VENTISETTESIMA LEZIONE 3/12/2014 – 54h

CENNI SU STABILITÀ ED INSTABILITÀ DELLO STRATO LIMITE LAMINARE. I disturbi contenuti in un campo di moto e possibili cause: fluttuazioni turbolente, vibrazioni, rugosità di una superficie, onde acustiche. Possibili evoluzioni di un disturbo.

Importanza degli sforzi viscosi nello stato limite laminare per “annichilire” un disturbo, regione di assoluta stabilità. La struttura del profilo di velocità come fattore fondamentale per determinare l'occorrenza della transizione: flessi nel profilo di velocità, profili stabili ed instabili, cenno al risultato di Raileigh, spiegazione euristica di un risultato valido sotto ipotesi molto restrittive.

Il fattore di amplificazione, significato dell'allocuzione 'e-to-n'. Modo teorico di prevedere la transizione mediante correlazioni abbastanza affidabili. Il metodo e-to-n: fissare un valore di n equivale a fissare la transizione.

Un cenno alle difficoltà della CFD attuale (...2015) per la transizione, accoppiamento tra CFD e stato limite per la determinazione della transizione.

STALLO DELL'ALA E DELLA CONFIGURAZIONE. Definizione. Lo stallo dell'ala dal punto di vista delle prestazioni, della certificazione e della 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), stalli in manovra (stallo non simmetrico in virata e stallo in richiamata, si tratta di G-stalli).

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

Previsione ingegneristica dello stallo. Modellistica lineare per il carico incrociata con i dati sperimentali dei profili, definizione di stallo convenzionale dell'ala (collocazione dell'avvisatore di stallo). Sull'estensione e la fine della retta di portanza (dell'ala).

Definizione, significato e calcolo ingegneristico del sentiero di stallo, necessità ed importanza del Data Base 2-D per gli opportuni valori del numero di Reynolds. Interpretazione del metodo, dimostrazione della doppia sicurezza. Limiti del metodo.

Dipendenza dello stallo dalla forma in pianta, dal tipo di profilo e dallo svergolamento. Criticità dell'ala a freccia e dell'ala rastremata. Svergolamento e carico basico: importanza sull'inizio del sentiero di stallo.

Un cenno alle difficoltà attuale (...2015) nella previsione dello stallo, includendo i metodi CFD: il metodo ingegneristico Douglas per il CL_{max} di una configurazione, anche complessa.

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). Inferenza tra tipo di stallo ed attivazione dell'ipersostentazione.

Cenni sulle prove di volo.

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 e superresistenza. Caratteristiche di stallo dell'ala a delta.

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)?

VENTOTTESIMA E VENTINOVESIMA LEZIONE 10/12/2014 – 58h

EFFETTI VISCOSI IN CAMPO COMPRIMIBILE. L'importanza degli effetti di comprimibilità sullo strato limite in condizioni comprimibili (sub-, trans-, super- ed ipersoniche). Struttura dello strato limite in regioni con flusso esterno supersonico: la linea sonica, scostamento dell'urto normale dalla superficie. 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.

RESTRIZIONE AL CAMPO TRANSONICO. L'interazione tra onda d'urto normale e strato limite per elevati valori del numero di Mach. Formazione della struttura a lambda: effetti sulla regione Euleriana, riduzione della resistenza d'onda, riduzione della resistenza di attrito, 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).

Il controllo degli effetti dell'urto (divergenza della resistenza e buffet): cavità passiva o attiva, bump. Tecniche e dispositivi per il controllo della shock-induced separation e dei suoi effetti al fine di ridurre la resistenza d'onda ed innalzare la barriera di buffet.

IPERSOSTENTAZIONE E SUPERFICI DI CONTROLLO - COMANDI DI VOLO

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.

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.

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 C_{Lmax} 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.

TRENTESIMA LEZIONE 15/12/2014 – 60h

IPERSOSTENTAZIONE.

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} , con l'unico obiettivo 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 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.

Dispositivi pneumatici: Jet Flap, macchine a sustentazione pneumatica.

La spinta vettoriale: F-35B.

ALA A DELTA AI GRANDI ANGOLI DI ATTACCO. La rotazione della forza di spinta del bordo di attacco ed analogia di Polhamus. *Bordi di attacco di ali a delta.*

TRENTUNESIMA E TRENTADUESIMA LEZIONE 17/12/2014 – 64h

BASSA VELOCITÀ. STALLO DEL PROFILO, DELL'ALA E DELLA CONFIGURAZIONE COMPLETA DEL VELIVOLO.

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..

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.

ALTA VELOCITÀ.

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.

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

sf

TRENTATREESIMA LEZIONE 22/12/2014 – 66h

INTERAZIONE VISCOSO/NON VISCOSO (VII): METODI DI CALCOLO AERODINAMICO BASATI SULL'INTERAZIONE TRA FLUSSO ESTERNO E STRATO LIMITE. Il profilo equivalente modificato secondo Prandtl. Il soffiamento indotto dallo strato limite, il profilo equivalente soffiato. Equivalenza concettuale tra soffiamento ed inspessimento, differenze operative, impraticabilità di una tecnica basata sull'inspessimento. Aspetti generali della tecnica dell'interazione, necessità di una procedura iterativa di accoppiamento tra soluzione Euleriana e strato limite: assenza di una gerarchia tra strato limite e soluzione esterna.

Soluzione non viscosa e soluzione reale: la resistenza di pressione. Modifica della la retta di portanza e e previsione della parte non lineare della curva di portanza. **Il metodo di sovrapposizione diretta per una prima stima in condizioni di crociera.** La polare dei profili.

CONSIDERAZIONI SULLE EQUAZIONI DI PRANDTL. Generalizzazione delle equazioni di Prandtl a tutti i regimi (compimibili e non, laminari, turbolenti e transizionali, 2- e 3-D, stazionari o instazionari, attaccati e separati, modellistica della turbolenza.).

Integrazione: la striscia di integrazione, condizioni al contorno, soluzione mediante integrazione in direzione trasversale e successivamente longitudinale (in virtù della parabolicità delle equazioni).

Integrazione trasversale per via analitica delle equazioni di Prandtl: introduzione dei parametri integrali, l'equazione di Von Karman. Esistono versioni dell'equazione di Von Karman anche per flussi 3-D, anche per flussi instazionari. Ordini di grandezza e variazione dei parametri integrali, valori tipici del primo fattore di forma H e relativa caratterizzazione del profilo di velocità. Comunque una combinazione (congrua) di oarametri integrali di strato limite dovrebbe determinare un profilo di velocità univocamente definito.

TRENTAQUATTRESIMA E TRENTACINQUESIMA LEZIONE 7/01/2015 – 70h

Applicazione dell'equazione di Von Karman alla lastra piana: significato dello spessore di quantità di moto; estensione del risultato ai metodi di campo lontano per la previsione della resistenza.

SOLUZIONI DELLO STRATO LIMITE. Problema diretto, problemi inversi. Esistenza della singolarità di Goldstein alla separazione, metodi inversi di soluzione per la sua eliminazione. Metodi (integrali) di strato limite stazionario 2D: necessità delle chiusure (ottenute a partire da dati teorici e sperimentali di strato limite).

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). La 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. La transizione nei metodi RANS.

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

FLUSSI VISCOSI INSTAZIONARI. Considerazioni sull'utilizzo di metodi numerici Time-Consistent per lo studio di fenomeni instazionari: soluzione delle equazioni di Navier Stokes e richiamo all'impiego delle tecniche (U)RANS. Esistenza dello strato limite instazionario ed ipotesi di equilibrio dello strato limite in flussi instazionari. Effetti viscosi alle alte velocità e loro calcolo:
- calcolo di buffet (e stallo d'urto);
- prese d'aria a spina centrale: condizioni di off-design, il buzzing ed il suo calcolo.

SOLUZIONI ESATTE NON VISCOSE.

Richiamo delle soluzioni CFD delle equazioni di Eulero.

Il Problema di Neumann per l'equazione di Laplace per la costruzione di metodi a pannello per flussi a potenziale armonico.

TRENTASEIESIMA LEZIONE 12/01/2015 – 72h

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.

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.

TRENTASETTESIMA E TRENTOTTESIMA LEZIONE 14/01/2015 – 76h

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° 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.***

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.**

Correzioni di comprimibilità in similitudine.

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.

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.

CALCOLO AERODINAMICO DEI PROFILI ALARI. I due semiproblemi per lo strato limite. 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.** Il metodo della traspirazione applicato 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.**

POLARE DI AVANPROGETTO DEI VELIVOLI.

ELABORATI MONOGRAFICI SUGGERITI (ALTRI TEMI POSSONO ESSERE PROPOSTI DA ALLIEVI O GRUPPI DI ALLIEVI)

Appendici aerodinamiche: *strikes*, *fences* et al. -

ASSEGNATO

Appendici aerodinamiche: generatori di vortici, promotori di stallo.

ASSEGNATO

Effetto suolo, per il volo e per l'aerodinamica delle automobili, con previsione numerica CFD.

ASSEGNATO

Formazione ghiaccio

ASSEGNATO

L'aerodinamica del Dutch Roll

Sul concetto di massa addizionale apparente

ESERCIZI SUGGERITI

1. L'AERODINAMICA – NON VISCOSA E VISCOSA- DEL PROFILO ALARE. Si impiegheranno i metodi teorici di cui si è già a conoscenza ed i metodi studiati durante il corso. Lo strumento di lavoro di riferimento è il codice Xfoil (o qualcosa di simile). L'interessato scelga un profilo -verificando che non sia già assegnato (TABELLA I)- e me lo sottoponga per la verifica di congruità (e senza inviarmi figure o dati tecnici). Il profilo non deve appartenere alle famiglie Drela, Clark, NACA, Eppler (E), Gottingen GOE), Selig-Donovan (SD), Selig (S), Martin Hepperle, Quabeck, Wortmann. Suggestisco di scegliere profili veloci per il volo transonico.

- Si proceda alla disegno tecnica. EVENTUALMENTE si generi il CAD dell'ala infinita corrispondente al profilo, si studi l'anatomia del profilo ricavando spessore e linea media, forme del bordo di attacco e del bordo di uscita, valutando quindi i risultati del profilo sottile (gradiente della retta di portanza, angoli di attacco ideale e di portanza nulla, coefficiente di momento focale).
- Aerodinamica non viscosa ad assetti piccoli e medi. La soluzione in campo Euleriano incomprimibile (operare a diversi significativi valori di C_l , anche non piccoli: in particolare, almeno a $C_l = 0$, $C_l = 0.5$, $C_l = 1.0$, $C_l = 1.4$, $C_l = -1.0$).
- Si determinino gli effetti della comprimibilità lineare individuando preliminarmente il valore del numero di Mach critico inferiore.
- EVENTUALMENTE valutare mediante l'opportuno impiego di Xfoil la deflessione di parte del profilo, sia come flap che come alettone.
- [ATTENZIONE: QUESTA PARTE DELL'ESERCIZIO SARA' CORRETTA E PRESENTATA DIRETTAMENTE IN SEDE D'ESAME] Oltre al profilo così scelto si può EVENTUALMENTE lavorare su un profilo della Sesta Serie NACA laminare richiedendone a me l'assegnazione, e tenendo bene in conto gli assetti caratteristici della sacca laminare).
- [ATTENZIONE: QUESTA PARTE DELL'ESERCIZIO SARA' CORRETTA E PRESENTATA DIRETTAMENTE IN SEDE D'ESAME] EVENTUALMENTE la soluzione esatta per un profilo per il volo supersonico in campo supersonico. Il profilo supersonico va richiesto a me. Determinare il numero di Mach critico superiore in funzione dell'angolo di attacco, da -8° a $+8^\circ$, con passo 2° . EVENTUALMENTE (eventualmente) per numero di Mach pari a 3 e ad angolo d'attacco nullo, alla quota di 10000 m., determinare il campo di moto attorno al corpo, i coefficienti di forza e momento, le forze, i momenti, il centro di pressione, il campo di moto a valle. EVENTUALMENTE (Eventualmente eventualmente) variare l'angolo di attacco e/o il numero di Mach per determinare le polari non viscoso o altri campi di moto.
- La soluzione in campo viscoso incomprimibile: effetti di scala (=numero di Reynolds), di n (turbolenza, rugosità, vibrazioni), imposizione della transizione forzata. Le bolle (detezione e caratteristiche). Per il profilo della Sesta Serie NACA laminare EVENTUALMENTE richiesto bisogna tener conto degli assetti caratteristici della sacca laminare.
- EVENTUALMENTE si sviluppino calcoli viscosi in condizioni di alta portanza, analizzando anche lo sviluppo dello strato limite. Studiare l'effetto della turbolenza asintotica, oltre a verificare l'effetto che si ha se si fissa la transizione. Analizzare la condizione di stallo presunto al crescere del numero di Reynolds: in particolare, verificato l'aumento di C_{lmax} e dell'angolo di stallo, studiare la struttura dello strato limite per comprendere il meccanismo della modifica della prestazione del profilo. Verificare i modelli semiempirici di stallo.
- AERODINAMICA NUMERICA. EVENTUALMENTE
 - ripetere con il SW Star calcolazioni già effettuate proponendo confronti ed evidenziando vantaggi e limiti delle diverse procedure;

- (eventualmente) determinare la prestazione di un Gurney Flap montato sul profilo di lavoro: lavorare ovviamente nelle condizioni di crociera!

2. L'AERODINAMICA DEL VELIVOLO. L'allievo scelga un velivolo con ala a freccia (eventualmente anche più di uno per sicurezza...), verificando che non sia stato già assegnato (TABELLA II): occorre controllare che tra i dati ci sia il trittico, ed anche qualcosa che consenta di conoscere le velocità minime di volo. Un buon riferimento sono i volumi del Jane's All World Aircrafts. L'esercitazione sarà sviluppata come segue, dopo l'accettazione del velivolo da parte mia (e senza inviarmi figure o dati tecnici).

- SULLA FORMA IN PIANTA CON ALA RESA DIRITTA.

- Distribuzione del carico addizionale e del C_l lungo l'ala con il metodo di Schrenk.
- EVENTUALE determinazione dello stallo convenzionale: C_{Lmax} ed angolo di stallo convenzionali. Calcolo del sentiero di stallo.
- (EVENTUALE) ATTIVITÀ SUL METODO DI MULTHOPP.
 - Convalidare il codice MULTHOPP.m (mediante la soluzione di Schrenk e l'ala ellittica). Polare indotta (fattore di Oswald).
 - Applicazione per il carico addizionale, basico ed antisimmetrico (e quindi per carichi di manovra), ipotizzando plausibili leggi di svergolamento o di deflessione degli alettoni. Variazioni delle polare indotta (fattore di Oswald e resistenza indotta a portanza nulla).
 - Modificando o assegnando (assennatamente) i dati geometrici valutare gli effetti di allungamento, rastremazione e svergolamento per carichi di crociera e di manovra.
 - Ideare applicazioni originali sulla forma in pianta.
- (EVENTUALE) POST PROCESSING PER L'ALA: STRIP THEORY. Ricostruzione -secondo le ipotesi alla base della Teoria di Prandtl- e descrizione grafica del campo di pressioni sulla superficie di un'ala assegnata una volta noto il carico alare. Traccia: si tratta di interfacciare un metodo per ala (Schrenk?, Multhopp?, Weissenger?) con un solutore 2-D (Xfoil?) e lavorare su segmenti di ala. Calcolo completo di un'ala in assegnate condizioni di volo.

- EFFETTO DELLA FRECCIA. Carico alare effettivo secondo Pope & Haney (v. APPUNTI).

- **Applicazioni della Teoria Globale**

3. LE PRESE D'ARIA. Disegnare una presa d'aria a compressione mista per assegnate condizioni di funzionamento di progetto. Determinare il campo di moto Euleriano, EVENTUALMENTE mediante l'AERODINAMICA NUMERICA. EVENTUALMENTE trattare il funzionamento in condizioni di off-design. EVENTUALMENTE valutare gli effetti della viscosità: non tentare di catturare il fenomeno del buzzing (sarebbe una buona tesi di laurea...). EVENTUALMENTE disegnare una presa d'aria convergente divergente e valutarne l'avviamento anche mediante l'AERODINAMICA NUMERICA.

TABELLA I - PROFILI GIÀ SCELTI PER LE APPLICAZIONI NUMERICHE

BACXXX	GRUMMAN K-1 AIRFOIL	NASA SC(2)-0412
BOEING AIRFOIL J	GRUMMAN K-2 AIRFOIL	NASA SC(2)-1010
BOEING 103 AIRFOIL	GRUMMAN K-3 AIRFOIL	NASA SC(2)-612
BOEING 106 AIRFOIL	KC-135a	NASA SC(2)-614
BOEING b707d	KC-135 BL52.44	NASA SC(2)-706
BOEING b707e	KC-135 BL124.32	NASA SC(2)-0710
BOEING b737b-il	KC-135 BL200.76	NASA SC(2)-714
BOEING b737c-il	KC-135 BL351.6	NLR-1T
BOEING b737d-il	KC-135c-il	NLR-7223-43
BOEING-VERTOL VR-11	LOCKHEED C-141 BL0	NLR 7223-62
BOEING-VERTOL VR-12	LOCKHEED C-141 BL113.6	NLR-7301
BOEING-VERTOL VR-13	Lockheed C-141 BL 426.57	NYU/GRUMMAN K-1
BOEING-VERTOL VR-14	LOCKHEED C-141 BL610.61	ONERA OA206
BOEING-VERTOL VR-15	LOCKHEED C-141 BL761.11	ONERA/Aerospatiale OA209
CAST 10-2/DOA 2	LOCKHEED C-141 BL958.89	PMC19
DF 101	Lockheed C-141 C	RAE NPL (ARC CP 1372)
DFVLR R-4	Lockheed C-5A BL0	RAE NPL 5213
Drela Apex 16	LOCKHEED C-5A BL488.2	RAE NPL 9510
DSMA-523	Lockheed C-5A BL576	RAE NPLX
GIII BL0	Lockheed C-5A BL758.6	RAE 103
GIII BL45	Lockheed C5A BL1256	RAE 2822
GIII BL75	Lockheed-Georgia SA (lg10scil)	RAE 5212
GIII BL86	Lockheed-Georgia C-141 D (BL 610.61)	RAE 5213
GIII BL126	NASA/AMES/Hicks A-01	RAE 5214
GIII BL145	NASA/AMES/Hicks A-02	RAE 5215
GIII BL167	NASA/AMES/Kennely A-03	RAE6-9CK
GIII BL207	NASA/LANGLEY RC-08(B)3	RG 12
GIII BL288	NASA/LANGLEY RC-08(N)1	RG 14
GIII BL332	NASA/LANGLEY RC-10(B)3	RG 15A - 1.8 / 11.0
GIII BL369	NASA/LANGLEY RC-10(N)1	SIKORSKY SC2110
GIII BL430	NASA/LANGLEY RC-12(B)3	SIKORSKY-SSC-A07
GIII BL450	NASA SC(2)-0406	SIKORSKY-SSC-A09
GIII BL387	NASA SC(2)-0410	UI-1720
		USA 50
		USA-51
		Whitcomb-il

TABELLA II – VELIVOLI (CON ALA A FRECCIA) GIÀ SCELTI PER LE APPLICAZIONI NUMERICHE

Airbus A300-600R	Boeing KC-135 Stratotanker	Gulfstream G100
Airbus A310	Bombardier BD 700	Gulfstream G150
Airbus A318-100	Bombardier Challenger 604	Gulfstream G200
Airbus A320	Bombardier Challenger 300	Gulfstream G300
Airbus A321	Bombardier CRJ-200	Gulfstream G400
Airbus A330	Bombardier CRJ-700	Gulfstream (IV) G450
Airbus A340-600	Bombardier 800	Gulfstream G500
Airbus A380	Cessna 510 Citation Mustang	Gulfstream G550
Airbus A400M	Cessna 650 Citation VI	Gulfstream GIII
AMX	Cessna 680 Citation	Hawker 400
Antonov AN-148	Cessna 750 Citation X	Hawker 4000 Orizon
Antonov AN-225 Mriya	Cessna Citation CJ14	Hawker 450 XP
Beech 390 Premier I	Comac ARJ21 Xiangfeng	Hawker 800
Beriev Be-200 Altair	Dassault Falcon 7x	Kawasaki T-4
Boeing 717-200	Dassault Falcon 900	Learjet 31 A
Boeing 727-100	Dassault Falcon 2000	Learjet 40
Boeing 737-700	Dassault Mercure	Learjet 45
Boeing 747	Dassault Mystere-Falcon 10/100	Learjet 60
Boeing 757	De Havilland D.H. 106 Comet	Lockheed Martin F-16c Fighting Falcon
Boeing 767-200	EMIVESTSJ30	Lockheed L-1011 TriStar
Boeing 777-200	EMBRAER ERJ-145	McDonnell Douglas-BAe T-45 Goshawk
Boeing 787	EMBRAER ERJ-175	MD-80
Boeing B.52	F86-K	MD-90
Boeing C-17A Globemaster III	FIAT G.91	Mikoyan-Gurevich MiG-19
Boeing F-15E Eagle	Fokker 100	SIAI Marchetti S211
	Fokker 28	Sino Swearingen SJ30-2
		Vickers VC-10

INDICAZIONI PER LO SVILUPPO DELLE ESERCITAZIONI A CASA

CONTROLLO E CORREZIONE VIA MAIL DI ESERCIZI ED ELABORATI: sottopormi via mail il testo (completo) dello svolgimento dell'applicazione o di una sua parte in formato pdf (dimensione <500kb). Ovviamente il proponente procede ad una preliminare autoverifica anche per gli aspetti formali...

Il rispetto di queste indicazioni è tassativo. In presenza di difformità non prenderò in considerazione le relazioni.

Ogni cosa riportata va letta con molta attenzione prima di essere sottoposta alla mia attenzione: non conviene 'usare' un docente come correttore di bozze.

STESURA DEL TESTO (CON O SENZA WORD PROCESSOR). E' richiesta un'esposizione strutturata piuttosto che narrativa.

Pertanto descrivere sinteticamente ed in sequenza:

- lo scopo
- lo sviluppo
- l'applicazione e conclusioni.

Indicare poi gli strumenti (tecnici, informatici o scientifici) utilizzati per lo sviluppo e la stesura, e riportare la bibliografia.

E' vietato riprodurre, anche in parte, la teoria alla base dell'esercizio: limitarsi all'indicazione bibliografica.

La lunghezza, in facciate, del corpo del resoconto del lavoro a casa (escludendo quindi titolo, indice e lista dei simboli) va contenuta al massimo.

Il testo scritto e le figure devono essere in bianco, nero e toni di grigio: non usare colori diversi. Eventuali immagini e foto ripresi da sorgenti bibliografiche, compresa la rete, potranno essere a colori.

INDICAZIONI PARTICOLARI. Il fascicolo che contiene gli esercizi deve essere curato, preciso, elegante, e pertanto

- i risultati numerici devono avere la giusta accuratezza: porre ESTREMA attenzione all'aspetto delle cifre significative
- ogni rappresentazione grafica deve essere pertinente: PER LE GEOMETRIE CURARE IL DISEGNO E LE SCALE

- riportare sempre il sommario dei risultati in quadri sinottici od in opportuni grafici
- figure: numerate, vanno inserite nel testo o messe alla fine, ben spaziate, nel rispetto e con indicazione delle scale, con una legenda esauriente (=con tutte le indicazioni), mentre il formato deve essere umano e l'assetto verticale
- evitare per quanto possibile termini in lingua diversa dall'italiano (un termine irrinunciabile di altra lingua va scritto in corsivo), evitare tout court versioni italianizzate di termini di altre lingue
- nella stesura informatica lasciare un spazio bianco dopo i caratteri .,;?!; in stampa lasciare 3.5 cm a sx, 2 cm a dx
- eventuali formule vanno numerate
- può essere utile riportare la lista dei simboli
- impiegare sempre una terminologia appropriata
- stare attenti ad evitare il costrutto “: (due punti) seguito da una figura o da una tabella”

PRESENTAZIONE. Esercizi ed elaborati vanno presentati in un fascicolo, indicando in copertina esclusivamente cognome, nome, matricola insieme all'elenco di tutti gli esercizi in sviluppo o già convalidati, e riportando in seconda pagina questo paragrafo sulle **INDICAZIONI PER LO SVILUPPO DELLE ESERCITAZIONI A CASA**. La forma è da me valutata in modo paritetico rispetto ai contenuti (e dunque leggere ogni cosa con molta attenzione prima di sottopormela).