

LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

CORSO DI AERODINAMICA DEGLI AEROMOBILI PER L'ANNO ACCADEMICO 2015-2016

Martedì 15 di marzo 2016

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

- **AVVISI**
- **INDICAZIONI PER LO SVILUPPO DELLE ESERCITAZIONI A CASA**
- **GLI ELABORATI MONOGRAFICI SUGGERITI**
- **GLI ESERCIZI SUGGERITI**
- **LE LEZIONI**
- **IL PROGRAMMA**
- **IL PROGRAMMA DETTAGLIATO**

===== **AVVISI** =====

NON USO rispondere a lettere in cui si pongono questioni trattate nei miei avvisi: potete allora venire a ricevimento. Troverete tutte le informazioni connesse con la Cattedra di AERODINAMICA DEGLI AEROMOBILI in http://wpage.unina.it/denicola/AdA/AdA_Ingegneria.pdf.

MODALITÀ DI PRESENTAZIONE DELLE APPLICAZIONI NUMERICHE SVOLTE UTILIZZANDO IL SW ANSYS.

Le applicazioni numeriche svolte utilizzando il SW ANSYS “occupano” uno dei nove crediti del corso e non sono obbligatorie. Esse vanno presentate, in un modo prestabilito, prima dell'esame: faccio presente che la mancata od impropria presentazione implica una limitazione del voto.

Gli allievi giudicati idonei, quelli idonei con riserva oppure quelli che ancora non hanno presentato la loro applicazione potranno farlo all'esame secondo le regole che di seguito riporto.

- È necessario consegnarmi prima dell'esame una relazione sull'attività affinché io la approvi.
- A relazione approvata la Commissione quindi richiederà lo sviluppo in tempo reale di un caso relativo ad un profilo scelto dal candidato. Basterà l'analisi viscosa in crociera. La valutazione è del tipo “passa/non passa”, senza graduazione di voto.

LA LINGUA UFFICIALE del corso è l'italiano, anche per la posta elettronica: la prima “revisione” sarà su questo punto, con il dovuto rispetto per gli iscritti di madrelingua non italiana.

IL LAVORO A CASA: ESERCIZI ED ELABORATI MONOGRAFICI

- **COME OGNI ANNO**, gli allievi che ne avessero voglia, tempo e capacità possono svolgere a casa esercizi oppure elaborati monografici. La cosa è ovviamente consigliabile anche in vista dell'esame, per superare il quale è fondamentale la capacità di applicazione numerica (v. http://wpage.unina.it/denicola/AdA/AdA_Ingegneria.pdf).
- **CONTRARIAMENTE AGLI ANNI PASSATI, PER GLI ALLIEVI ISCRITTI AL CORSO DA QUEST'A.A. 2015-2016** il lavoro a casa sarà utilizzato nella valutazione dell'esame. ~~Inoltre il lavoro non sarà corretto da me: si farà solo un controllo sommario per l'ammissibilità alla CONVALIDA.~~
- **LA CONVALIDA.** All'esame il lavoro sarà preso in considerazione se è stato convalidato da me, a tempo debito, dopo presentazione pubblica. La convalida non ha scadenza. **In sede di esame potranno essere presentati e valutati sia un lavoro svolto in modo compiuto ma non convalidato a tempo debito sia le attività svolte con il SW ANSYS.**
- **GLI ESERCIZI** sono individuali. ~~Un allievo può scegliere un esercizio in elenco o proporne uno originale: comunque i dati geometrici sono da me assegnati od approvati. L'attività potrà essere assegnata e sviluppata nel corso del tempo. Gli allievi iscritti al corso attuale e già iscritti a corsi precedenti possono continuare ad usare, se vogliono, i dati assegnati all'epoca. Per ridurre ogni dispersione può essere utile convenire con me gli sviluppi facoltativi.~~
- ~~**L'APPROFONDIMENTO IN FORMA DI MONOGRAFIA**~~ di uno degli argomenti trattati durante il corso o di un tema correlato può essere oggetto di una ricerca, sviluppata individualmente o insieme ad altri, su indicazione mia o su proposta degli allievi. Gli interessati si metteranno in contatto con me per una discussione preliminare su come procedere.
- **OCCORRE ATTENERSI CON PRECISIONE** alle **INDICAZIONI PER LO SVILUPPO DELLE ESERCITAZIONI A CASA**: applicazioni svolte o presentate in modo difforme dalle **INDICAZIONI** non saranno prese in considerazione.

- ~~PER UN EVENTUALE CONTROLLO VIA MAIL~~ di esercizi ed elaborati si prega di sottoporli via mail il testo (completo) dello svolgimento dell'applicazione o di una sua parte in formato .pdf (dimensione <500kb). Ovviamente il proponente procederà ad una preliminare autoverifica anche (e soprattutto) per gli aspetti formali...

ARGOMENTI PROPEDEUTICI FONDAMENTALI, TRATTATI NEI CORSI DELLA LAUREA:

- un modello di atmosfera
- 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 Prandtl per l'ala e le relative soluzioni - lo strato limite
- gli effetti di comprimibilità lineare (similitudini) - compressioni ed espansioni in campo supersonico - moti quasi unidimensionali adiabatici isentropici
- discretizzazione di operatori differenziali per la soluzione numerica delle equazioni 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 e atterraggio, virata, richiamata, volo in salita, volo librato - le autonomie – diagramma di manovra ed inviluppo di volo.

IL MATERIALE DIDATTICO

Presso il Centro Stampa del Corpo Torre di Piazzale Tecchio 80:

- Il testo del prof. Losito 'Fondamenti di Aeronautica Generale', Accademia Aeronautica, 1983, in copia autorizzata
- Appunti per un corso di Aerodinamica degli Aeromobili, a.a. 2015-2016
- Mingione, G., Barocco, M., 2005, 'Il volo in condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio', IBN Editore, in copia autorizzata

Gli appunti per l'a.a. 2014-2015 sono su http://wpage.unina.it/denicola/AdA/DOWNLOAD/Appunti_AdA_2014_2015.pdf (20Mb). Su <http://wpage.unina.it/denicola/AdA/DOWNLOAD> troverete materiale utile allo sviluppo delle applicazioni numeriche.

===== INDICAZIONI PER LO SVILUPPO DELLE ESERCITAZIONI A CASA =====

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.

~~**CONTROLLO E CORREZIONE VIA MAIL DI ESERCIZI ED ELABORATI:** sottoporli 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...~~

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 delle 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).

===== **GLI ELABORATI MONOGRAFICI SUGGERITI** =====

Un gruppo di allievi prepara una breve presentazione tecnica per l’aula, evidenziando l’eventuale inferenza dei contenuti del corso: sarebbe ben opportuno andare oltre i contenuti rintracciabili in Wikipedia...

1. Gli Ekranoplani
2. La manovra detta “Cobra di Pugacev”
3. Appendici aerodinamiche: *strikes*, *fences*, generatori di vortici, promotori di stallo et al.
4. L’effetto suolo, per il volo e per l’aerodinamica delle automobili, con previsione numerica CFD
5. La formazione ghiaccio sugli aeromobili
6. L’aerodinamica del Dutch Roll
7. Sul concetto di massa addizionale apparente
8. Applicazione esotica CFD: tempo di raffreddamento e congelamento di acqua. Confronto con l’esperimento
9. Applicazione CFD: verificare il Principio di Indipendenza (Appunti p. 218) e provare a ridisegnare la Fig. 9.5

===== **GLI 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 contenuto nella TABELLA I e che non appartenga alle famiglie Althaus (AH), Clark, Drela, Eppler (E), Gottingen (GOE), Martin Hepperle (MH), NACA, Quabeck (HQ), Rolf Girsberger (RG), Selig-Donovan (SD), Selig (S), Wortmann. **Mi sottoponga quindi la sigla per l’approvazione (senza inviarmi figure o dati tecnici).** Suggesto di scegliere profili veloci per il volo transonico.

- Si proceda alla designazione 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 $C_l = 0$, $C_l = 0.5$, $C_l = 1.0$, $C_l = 1.4$, $C_l = -1.0$).
- Valutazione della forza di spinta (mediante integrazione parziale sul bordo di attacco).
- 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 scelto si può **EVENTUALMENTE** lavorare su un profilo della Sesta Serie NACA laminare, richiedendone a me l’assegnazione: tenere bene in conto gli assetti caratteristici della sacca laminare.
- [ATTENZIONE: QUESTA PARTE DELL’ESERCIZIO SARA’ CORRETTA E PRESENTATA DIRETTAMENTE IN SEDE D’ESAME] **EVENTUALMENTE** produrre 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 viscosi o altri campi di moto.

- La soluzione in campo viscoso incompressibile: effetti di scala (numero di Reynolds), di n (turbolenza, rugosità, vibrazioni), imposizione della transizione forzata.
- Le bolle (detezione e caratteristiche).
- 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, verificare 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, USANDO UNO DEI PROFILI SU CUI SI È LAVORATO
 - ripetere con il SW ANSYS calcolazioni già effettuate, confrontando vantaggi e limiti delle diverse procedure, operando anche a numeri di Mach elevati e/o a numeri di Reynolds bassi (magari visualizzare un'onda a λ);
 - determinare la prestazione di un Gurney Flap disegnato ad hoc in condizioni di crociera ed in alta portanza.
 - Effetto suolo.

TABELLA I - PROFILI DA NON SCEGLIERE

ATR 72 AIRFOIL	GIII BL0	NASA/AMES/Hicks A-02	RAE NPL 9515
BACXXX	GIII BL45	NASA/AMES/Kennely A-03	RAE NPL 9626
Boeing AIRFOIL J	GIII BL75	NASA/LANGLEY NLF(1)-0416	RAE NPL 9615
Boeing 103 AIRFOIL	GIII BL86	NASA/LANGLEY RC-08(B)3	RAE NPL 9627
Boeing 106 AIRFOIL	GIII BL126	NASA/LANGLEY RC-08(N)1	RAE NPLX
Boeing b29 tip	GIII BL145	NASA/LANGLEY RC-10(B)3	RAE 103
Boeing b707d	GIII BL167	NASA/LANGLEY RC-10(N)1	RAE 104
Boeing b707e	GIII BL207	NASA/LANGLEY RC-12(B)3	RAE 2822
Boeing b737a-il	GIII BL288	NASA/LANGLEY NLF(2)-0415	RAE 5212
Boeing b737b-il	GIII BL332	NASA LRN 1015-il	RAE 5213
Boeing b737c-il	GIII BL369	NASA SC(2)-0406	RAE 5214
Boeing b737d-il	GIII BL430	NASA SC(2)-0606	RAE 5215
Boeing HSNLF	GIII BL450	NASA SC(2)-0410	RAE6-9CK
Boeing KC-135A	GIII BL387	NASA SC(2)-0412	RAF 25
Boeing KC-135B	Grumman K-1	NASA SC(2)-0414	RAF 26
Boeing KC 135C	Grumman K-2	NASA SC(2)-0518	RAF 28
Boeing KC 135D	Grumman K-3	NASA SC(2)-1010	RAF 30
Boeing KC-135 BL52.44	Hawker Tempest 61%	NASA SC(2)-610	RAF 31
Boeing KC-135 BL124.32	K3311	NASA SC(2)-612	RAF 32
Boeing KC-135 BL200.76	LDS-2 Airfoil (lds2-il)	NASA SC(2)-614	RAF 34
Boeing KC-135 BL351.6	Lissaman 7769	NASA SC(2)-706	RAF 38
Boeing-VERTOL VR-5	Lockheed C-141 BL0	NASA SC(2)-710	RAF 48
Boeing-VERTOL VR-7	Lockheed C-141 BL113.6	NASA SC(2)-712	Rutan AMSOIL
Boeing-VERTOL VR-11	Lockheed C-141 BL 426.57	NASA SC(2)-714	Sikorsky GS-1
Boeing-VERTOL VR-12	Lockheed C-141 BL610.61	NLR-1T	Sikorsky SC2110
Boeing-VERTOL VR-13	Lockheed C-141 BL761.11	NLR-7223-43	Sikorsky-SSC-A07
Boeing-VERTOL VR-14	Lockheed C-141 BL958.89	NLR 7223-62	Sikorsky-SSC-A09
Boeing-VERTOL VR-15	Lockheed C-141 C	NLR-7301	S102S
CAST 10-2/DOA 2	Lockheed C-5A BL0	NN7 MK20	Tempest2
Davis Basic B-24	Lockheed C-5A BL488.2	S826-nr	TSAGI 8
DF 101	Lockheed C-5A BL576	NYU/Grumman K-1	TSAGI 12
DFVLR R-4	Lockheed C-5A BL758.6	ONERA OA206	UI-1720
DOA5	Lockheed C5A BL1256	ONERA/Aerospatiale OA209	USA 45M
Drela Apex 16	Lockheed-Georgia SA (lg10scil)	ONERA /Aerospatiale OA212	USA 48
DSMA-523	Lockheed-Georgia C-141 D (BL 610.61)	PMC19	USA 50
DSMA-523B	Lockheed L-188/P-3	RAE NPL (ARC CP 1372)	USA-51
EH 2.0/10	Lockheed L-188/P-3 tip airfoil	RAE NPL 5213	YS-915
Eiffel 385	MUE 119	RAE NPL 9510	YS-930
	NASA/AMES/Hicks A-01	RAE NPL 9515	Whitcomb

2. 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: come difficoltà di INPUT è poco più di un profilo, ma...
EVENTUALMENTE mediante l'AERODINAMICA NUMERICA trattare il funzionamento, Euleriano o viscoso, della presa d'aria standard (Area di DOWNLOAD) o di una presa disegnata ad hoc, in condizioni di design e di off-design. Evidenziare le differenze della soluzione da quanto previsto con il modello quasi unidimensionale.

3. L'AERODINAMICA DELL'ALA E 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 tritico,

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).

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

Airbus A300-600	Boeing 737-700	Dassault Falcon 5X	Hawker 4000 Orizon
Airbus A310	Boeing 747	Dassault Falcon 7X	Hawker 850 XP
Airbus A318	Boeing 757	Dassault Falcon 50	Hawker Siddeley HS 125 600
Airbus A320	Boeing 767-300ER	Dassault Falcon 900 C	Ilyushin IL96-300
Airbus A321-200	Boeing 777-200	Dassault Falcon 2000	Junkers Ju 287
Airbus A330	Boeing 777-300ER	Dassault Mystere-Falcon 10/100	Learjet 31-A
Airbus A340-600	Boeing 787	Dornier 728	Learjet 40
Airbus A350-900	Boeing B-52	Douglas DC-9-10	Learjet 45- A
Airbus A400M	Boeing C-17A Globemaster III	EMIVESTSJ30	Lockheed JetStar
Airbus A380	Boeing F-15E Eagle	Embraer 170	Lockheed Martin F-16c
AMX	Bombardier BD 700 Global Ex.	Embraer ERJ 145	MB 339
Antonov AN-70	Bombardier Challenger 605	Embraer Phenon 300	McDonnell Douglas MD-80
Antonov AN-124	Bombardier Challenger 300	FIAT G.91	Northrop Grumman E-8C
Antonov AN-124	Bombardier CRJ-200	Fokker 100	SIAI Marchetti S211
Antonov AN-225 Mriya	Bombardier CRJ-700	Fokker 70	Sino Swearingen SJ30-2
Beech 390 Premier I	Bombardier CRJ-900	Gulfstream G100	Sukhoi Superjet 100
Beriev Be-200	Bombardier CS100	Gulfstream G150	Tupolev 204
Boeing 707-320B	Cessna 650 Citation VII	Gulfstream G200	Tupolev 330
Boeing 717-200	Cessna 680 Citation	Gulfstream G400	Vickers VC 10
Boeing 737-400	Cessna 750 Citation X	Gulfstream G550	Yakovlev Yak-42
	Comac ARJ21 Xiangfeng		

- PRESTAZIONI DEL VELIVOLO SECONDO LA TEORIA GLOBALE

- Equazione Fondamentale del Volo e Teoria Globale. Determinare il coefficiente di portanza massimo -si calcola a quota $z=0$ e al massimo carico all'atterraggio- alle diverse velocità minime disponibili; a partire da questi valori si calcolino quindi in funzione della quota le velocità minime. Valutare poi in funzione di quota, peso e velocità CL , CDi , la resistenza indotta, la deviazione (globale) e la componente di velocità verticale impresse all'aria. Prestare la dovuta attenzione alle cifre significative.

- SULLA FORMA IN PIANTA, RENDENDO L'ALA DIRITTA E PROLUNGANDONE I BORDI DI ATTACCO E DI USCITA

- (EVENTUALE) ATTIVITÀ SUL METODO DI MULTHOPP (Area di DOWNLOAD: Multhopp_2016.zip).
 - Convalidare il codice multhopp.m (mediante la soluzione di Schrenk e l'ala ellittica).
 - 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 della polare indotta (fattore di Oswald e resistenza indotta a portanza nulla).
 - 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 con un solutore 2-D e lavorare su segmenti di ala. Calcolo completo di un'ala in assegnate condizioni di volo.
- Distribuzione del carico addizionale e del Ci lungo l'ala con il metodo di Schrenk.
- (EVENTUALE) DETERMINAZIONE DELLO STALLO CONVENZIONALE. CL_{max} ed angolo di stallo convenzionali. Calcolo del sentiero di stallo. N.B. :assumere come unico profilo dell'ala uno dei profili scelti per l'Esercizio 1.

- EFFETTO DELLA FRECCIA. Carico alare effettivo secondo Pope & Haney.

- (EVENTUALE) ATTIVITÀ SUL CODICE PER IL METODO DI MULTHOFF. Introdurre modifiche del codice per prevedere la determinazione del sentiero di stallo.
- Un'ala infinita a freccia con CFD

4. APPLICAZIONI DEL CODICE AVL. Va bene qualunque geometria (costruita direttamente, già disponibile online, ecc.), con qualunque livello di complessità, a partire dall'ala diritta o a freccia. Si tenga presente che un metodo "Vortex Lattice" oltre a carichi, forze e momenti permette di calcolare velocemente le derivate di stabilità, con importante ricaduta su altre discipline.

===== **LE LEZIONI** =====

PRIMA LEZIONE 21/09/2015 – 2h

LE ELICHE. Appunti del corso: da 19.1 a 19.7, poi 19.15; testo del prof. LOSITO: Cap. IV.

RICHIAMI. Il piano della comprimibilità, i numeri di Mach critici, la regione del volo subsonico. 1.1, 1.3, numeri di Mach e Reynolds. Il profilo alare, la retta e la curva di portanza.

SECONDA LEZIONE 23/09/2015 – 4h

RICHIAMI. Anatomia dei profili così come collegata alla teoria delle piccole perturbazioni, 3.1,3.2,3.3. Caratteristiche aerodinamiche dei profili alle basse velocità, 4.2.6, 1.9. Modellistica non viscosa: modelli a potenziale, il flusso retto dall'equazione di Laplace; il flusso intorno al cilindro. Distribuzione di pressione.

ESERCIZIO 1: scelta e disegnazione di un profilo.

TERZA LEZIONE 23/09/2015 – 6h

PACCHETTI SW PER L'AERODINAMICA APPLICATA. Descrizione del SW Xfoil, a cura di Giovanni Paolo REINA: utilizzo del metodo Xfoil in campo non viscoso.

ESERCIZIO 1: calcolazioni Euleriane sui profili alari con il SW Xfoil.

RICHIAMI. Cenni sulla trasformazione conforme del flusso attorno al cerchio. La soluzione dell'ellisse, punti di ristagno, cresta, regioni di espansione e regioni di compressione, gradiente della retta di portanza. Estensione ai profili.

ELICHE. Illustrazione del funzionamento di un'elica in flusso assiale mediante l'elemento di pala.. Costruzione del triangolo delle velocità, limiti dell'impostazione ed approssimazioni connesse.

QUARTA LEZIONE 28/09/2015 – 8h

RICHIAMI. Il carico di profilo e l'angolo di attacco ideale. La retta di portanza nulla di un profilo, profili a portanza nulla.

Considerazioni sulla comprimibilità lineare: calcolo di $M_{cr,inf}$, effetti su angolo di attacco ideale, retta di portanza nulla e gradiente della retta di portanza, effetti sulla resistenza.

ELICHE. Calettamento dell'elemento di pala e passo geometrico, passo aerodinamico, il regresso. Necessità di variare il passo geometrico lungo la pala. Il rapporto di funzionamento come variabile indipendente. Il rendimento.

QUINTA LEZIONE 30/09/2015 – 10h

ELICHE. Coefficienti di Renard, il rendimento, le curve caratteristiche. Gli stadi di funzionamento, illustrazione in base alla posizione della forza aerodinamica. Esigenza del passo variabile in volo. La Teoria "0" di Rankine e Froude.

SESTA LEZIONE 30/09/2015 – 12h

PRESE D'ARIA. La funzione di una presa d'aria di un aeromobile. Parametri di funzionamento: la velocità di volo e la posizione della manetta. Parametri di prestazione. Le prese d'aria per il volo iposonico. Significato dell'allocuzione "presa d'aria supersonica".

RICHIAMI. I moti fondamentali quasi unidimensionali, le curve caratteristiche di un condotto a sezione variabile.

RICHIAMI. Classificazione corretta dei campi iposonico, basso subsonico ed subsonico. Effetti non viscosi della comprimibilità in campo subsonico: importanza dell'appropriata indicazione dell'equazione di stato di lavoro, variazioni della velocità e del numero di Mach di cresta del cilindro al crescere della velocità di volo.

SETTIMA LEZIONE 5/10/2015 – 14h

RICHIAMI. Risultati delle similitudini subsoniche. Importanza del fenomeno della propagazione dei piccoli disturbi nella determinazione della struttura del campo di moto subsonico. Importanza delle onde d'urto nella determinazione della struttura del campo di moto transonico e supersonico.

RICHIAMI. Funzionamento e prestazioni del profilo supersonico.

PROFILI. Funzionamento Euleriano di qualunque profilo in campo subsonico, transonico e supersonico.

OTTAVA LEZIONE 7/10/2015 – 16h

PROFILI IN FLUSSO VELOCE. Un cenno alle teorie linearizzate per il campo supersonico: “dove” vola un velivolo supersonico (sull'abbaco d'urto)? Il risultato di Ackeret, l'equazione di Prandtl-Glauert in campo supersonico, il campo a $M=1.41$, similitudine supersonica. Le singolarità supersoniche.

Il flusso a $M=1$: un po' di storia, il Principio di Indipendenza dal numero di Mach.

PROFILO SOTTILE. La forza di spinta sul bordo di attacco dei profili sottili.

PRESE D'ARIA. Caratterizzazione in base alla geometria ed alla forma delle labbra: esigenza di un tratto finale divergente.

Condizioni di ammissione al compressore.

NONA LEZIONE 12/10/2015 – 18h

PRESE D'ARIA. Funzionamento Euleriano di qualunque presa d'aria in qualunque condizione di volo.

EFFETTI VISCOSI: LO STRATO LIMITE NELL'AERODINAMICA DEGLI AEROMOBILI. I velivoli viaggiano (in crociera) in un regime “Strato limite-soluzione Euleriana” (non obbediscono alle equazioni di Navier-Stokes, ma alle equazioni di Prandtl).

COMPRIMIBILITÀ. Alcune proprietà del flusso ipersonico attorno ad un aeromobile: flussi “freddi” e flussi “caldi”. L'esempio degli oggetti per il volo spaziale all'uscita dall'atmosfera ed al rientro: differenze di assetto. Posizione ed effetti dell'urto staccato, Stand off distance, l'onda d'urto come freno, riscaldamento aerodinamico dovuto all'urto (e non solo all'attrito!).

DECIMA LEZIONE 14/10/2015 – 20h

PACCHETTI SW PER L'AERODINAMICA APPLICATA. Utilizzo del metodo Xfoil in campo viscoso, a cura di Giovanni Paolo REINA.

STRATO LIMITE: definizioni e proprietà.

UNDICESIMA LEZIONE 14/10/2015 – 22h

APPLICAZIONI NUMERICHE IN AdA. Descrizione del SW ANSYS per la fluidodinamica: il Progetto.

STRATO LIMITE: definizioni e proprietà.

DODICESIMA LEZIONE 19/10/2015 – 24h

MECCANICA DEL CONTINUO (RICHIAMI DI FLUIDOMECCANICA): Riepilogo, Introduzione alla turbolenza. I disturbi contenuti in una corrente e la turbolenza atmosferica, perturbazioni meccanica di una superficie aerodinamica, rifinimento superficiale: la rugosità.

STRATO LIMITE: La transizione su lastra piana isobarica, tutte le dipendenze.

TREDICESIMA LEZIONE 21/10/2015 – 26h

STRATO LIMITE. Separazioni turbolente, separazioni laminari. Effetto del gradiente di pressione sulla transizione. Effetto del gradiente di pressione sulla separazione. Struttura longitudinale dello strato limite su un profilo: i due semiproblemi.

QUATTORDICESIMA LEZIONE 21/10/2015 – 28h

APPLICAZIONI NUMERICHE IN AdA. Profilo in campo subsonico.

QUINDICESIMA LEZIONE 26/10/2015 – 30h

STRATO LIMITE. Interrelazione tra transizione e separazione: le bolle laminari.

PROFILO IN CAMPO VISCOSO. Procedura standard per la “chiusura” di profili aperti per le applicazioni CFD. Caratteristiche generali dello strato limite su un profilo al variare dei parametri fondamentali del volo: tipi di stallo, qualità di stallo, criterio Douglas per lo stallo, diagramma di Thain e Gault per l'influenza del numero di Reynolds, dello spessore e della sua distribuzione. RICHIAMI SULLE FONDAMENTALI PROPRIETÀ E CONCETTI INERENTI LO STRATO LIMITE. Proprietà delle equazioni di Prandtl, Soffiamento e spostamento indotti dallo strato limite.

SEDICESIMA LEZIONE 28/10/2015 – 32h

STRATO LIMITE. Il fattore di forma H , il caso semplice del flusso di Couette, caratterizzazione del profilo di velocità.

Lo strato limite comprimibile: l'interazione tra onda d'urto e strato limite, le regioni del campo di moto nelle quali è possibile.

CAMPO TRANSONICO. Lo stallo d'urto.

DICIASSETTESIMA LEZIONE 28/10/2015 – 34h

APPLICAZIONI NUMERICHE IN AdA. Profilo (sub- e super.sonico) a tutti i M e a tutti i Re a transizione libera o fissata (attenzione: non a tutti gli angoli di attacco!).

DICIOTTESIMA LEZIONE 2/11/2015 – 36h

CAMPO TRANSONICO. Divergenza della resistenza d'onda e convenzione per numero di Mach di divergenza. Genesi e sviluppo del buffet. Il controllo -attivo o passivo- dell'interazione.

Assetti possibili per il volo transonico, profili shockless.

PROFILI. Retta di portanza, gradiente, irregolarità della retta di portanza dovuta alla presenza di bolle significative.

Il flusso separato: la zona di ricircolo, struttura e leggi per la pressione della scia (scia vicina isobarica e leggermente sovraespansa, recupero di pressione nella scia lontana), inferenza della separazione sulla distribuzione della velocità esterna (riduzione e spostamento della cresta, differenza tra caso Euleriano e caso reale, motivazione in termini di profilo equivalente).

DICIANNOVESIMA LEZIONE 4/11/2015 – 38h

Il tensore degli sforzi.

Genesi e struttura della resistenza di profilo: attrito e pressione, integrazione della pressione in direzione assiale. La resistenza (impropriamente) detta di scia: la resistenza di pressione in presenza di flusso separato, resistenza di pressione anche in un flusso 2-D attaccato. Alta portanza: aumento della resistenza (viscosa) di pressione e di momento picchiante.

Polari di momento e resistenza.

Influenza di spessore e curvatura sul Cl massimo. Coefficiente di pressione allo stallo e prestazione aerodinamica: crollo del picco di prua per la separazione e l' ampia zona di ricircolo a poppa.

Qualità di volo e stallo. Innesco della transizione sui profili: turbolatori, promotori di stallo. Può uno stallo di cattiva qualità essere operativo? No. Si può usare un profilo che ha lo stallo di cattiva qualità? Sì, l'ipersostentazione interviene prima (e costa di più).

Un cenno all'effetto suolo: perdita dell'effetto a causa del chocking nel canale.

I profili laminari.

VENTESIMA LEZIONE 4/11/2015 – 40h

ALA E CONFIGURAZIONE IN CAMPO NON VISCOSO: FUNZIONAMENTO E MODELLI. La finitezza dell'ala, il crossflow e la genesi della vorticità libera, 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. Carico simmetrico, carico antisimmetrico.

VENTUNESIMA LEZIONE 9/11/2015 – 42h

Lo svergolamento (geometrico ed aerodinamico), retta di portanza nulla dell'ala, il carico basico, il carico addizionale.

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

Descrizione del campo di moto intorno ad un'ala al variare dell'allungamento: effetti di tridimensionalità (rispetto all'ala infinita), il downwash, il flusso trasversale (quando c'è carico lungo l'apertura), linee di corrente nella vista in pianta e nella vista da dietro, genesi della scia vorticoso al bordo d'uscita. Importanza di una relazione tra downwash in corrispondenza dell'ala e downwash nel piano di Trefftz.

VENTIDUESIMA LEZIONE 11/11/2015 – 44h

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!).

Il modello di Prandtl, il metodo di Multhopp.

VENTITREESIMA LEZIONE 11/11/2015 – 46h

ALA A FRECCIA. L'ala infinita a freccia: le distorsioni del campo. Ala a freccia: caratterizzazione geometrica, differenze funzionali rispetto all'ala diritta, il vortice a freccia e lo spostamento del carico.

VENTIQUATTRESIMA LEZIONE 16/11/2015 – 48h

Ala a freccia: considerazioni sulla stabilità. Collegamento con l'effetto diedro.

Ala a delta: limiti della teoria di Prandtl ai bassi allungamenti. Il concetto di massa addizionale apparente. Inversione della direzione di bidimensionalità. Risultati della teoria di Jones.

PROFILO SOTTILE. Carico basico e carico addizionale sul profilo. Il punto neutro posteriore: introduzione della teoria, applicazione ad una opportuna lastra ricurva.

VENTICINQUESIMA LEZIONE 18/11/2015 – 50h

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. Relazione tra vorticità distribuita e vortici concentrati.

Ala a freccia: inferenza della Teoria del Punto Neutro Posteriore nella Teoria di Weissenger .

METODI PER CAMPI NON VISCOSI

Necessità di solutori numerici per campi sub-super-tran-sonici, basati sulla soluzione delle Equazioni di Eulero, dell'equazione di Laplace (metodi esatti) e metodi linearizzati (equazione di Prandtl-Glauert). Ridondanza della soluzione Euleriana in campo lineare sub-supersonico: i Boundary Element Methods, o metodi a pannelli.

METODI PER CAMPI NON VISCOSI INCOMPRIMIBILI: SOLUZIONI APPROSSIMATE 3-D.

Oltre le teorie di linea e superficie portante: metodi a reticolo di vortici per configurazioni arbitrarie. Il ruolo della Teoria del Punto Neutro Posteriore. Il metodo Vortex Lattice per valutare il carico sulla forma in pianta (anche lungo i profili!).

La previsione del campo di moto a valle dell'ala per il corretto del piano orizzontale.

METODI INGEGNERISTICI. Metodo di Schrenk. La regola di Pope-Haney per lo spostamento dei carichi introdotto dalla freccia. La proprietà di attrattore dell'ala ellittica come fondamento razionale del metodo di Schrenk: la parziale inefficacia di un tentativo di allontanare una distribuzione di carico dalla distribuzione ellittica mediante modifica della forma in pianta, la parziale inefficacia dello svergolamento.

VENTISEIESIMA LEZIONE 18/11/2015 – 52h

ALA E CONFIGURAZIONE IN CAMPO VISCOSO: FUNZIONAMENTO E MODELLI. Lo stallo dell'ala, descrizione del fenomeno. Lo stallo convenzionale dell'ala: definizione e calcolo della condizione critica e del sentiero di stallo, esigenza di un DB 2-D completo. Problemi legati ad un eventuale stallo d'estremità: inefficacia degli alettoni, il fenomeno del nose-up. Criticità dell'ala a freccia e -in certi casi- dell'ala rastremata.

VENTISETTESIMA LEZIONE 23/11/2015 – 54h

Esigenza di un DB con alettone deflesso (variazione della retta di portanza nulla 2-D con l'angolo di deflessione).

Ala a delta in alta portanza: il vortice a spirale, la superforza, vortex lift, vortex drag, lo stallo dell'ala.

Il bordo d'attacco dei velivoli supersonici. Il sonic boom. La regola delle aree.

Ipersostentazione. Comandi di volo.

VENTOTTESIMA LEZIONE 25/11/2015 – 56h

Regioni di non-strato-limite su un velivolo. La rampa posteriore della fusoliera.

Appendici aerodinamiche per il controllo del flusso sul velivolo: fences.

Il problema del bimotore: situazione one-engine-off.

VENTINOVESIMA LEZIONE 25/11/2015 – 58h

APPLICAZIONI NUMERICHE IN AdA. Ala a freccia; la presa d'aria.

TRENTESIMA LEZIONE 30/11/2015 – 60h

La spinta vettoriale: F-35B.

Cambiamento del carico ed alterazione del fattore di Oswald al variare della configurazione mediante azionamento dei flap o degli alettoni.

MODELLI E METODI PER LO STRATO LIMITE. Equazioni di Prandtl, parabolicità 2-D ed iperbolicità 3-D, significato fisico e modellistico, condizioni al contorno, trascurabilità degli effetti di curvatura, caso 2-D stazionario incomprimibile. Strato limite 3-D.

TRENTUNESIMA LEZIONE 2/12/2015 – 62h

MODELLI E METODI PER LO STRATO LIMITE. Derivazione dell'equazione di Von Karman: integrazione trasversale delle equazioni di Prandtl, i parametri integrali di strato limite, applicazione alla lastra piana, considerazioni sul calcolo della resistenza .

TRENTADUESIMA LEZIONE 2/12/2015 – 64h

ELICHE ed interazioni con il velivolo.

TRENTATREESIMA LEZIONE 9/12/2015 – 66h

METODI PER CAMPI NON VISCOSI INCOMPRIMIBILI: SOLUZIONI APPROSSIMATE 3-D. Applicazioni del metodo Vortex Lattice.

TRENTAQUATTRESIMA LEZIONE 9/12/2015 – 68h

PROFILI SOTTILI. Fondamenti, sviluppo ed applicazione del metodo ingegneristico NACA.

PRESE D'ARIA: EFFETTI VISCOSI. Prese d'aria a spina centrale in condizioni di off-design: il buzzing.

LA FORMAZIONE DI GHIACCIO SUGLI AEROMOBILI: UN CENNO.

TRENTACINQUESIMA LEZIONE 14/12/2015 – 70h

METODI PER FLUSSI A POTENZIALE LINEARE. Distribuzioni di singolarità; induzione in un punto, induzione rispetto ad una giacitura, coefficienti di influenza relativi ad una discretizzazione a pannelli. Considerazioni sulla prima Identità di Green.

TRENTASEIESIMA LEZIONE 16/12/2015 – 72h

METODI PER FLUSSI A POTENZIALE LINEARE. I metodi a pannelli. Considerazioni sulla terza Identità di Green.

TRENTASETTESIMA LEZIONE 16/12/2015 – 74h

METODI PER FLUSSI A POTENZIALE LINEARE. Considerazioni sulla terza Identità di Green.

METODI PER LO STRATO LIMITE. Metodo di Thwaites per lo strato limite laminare. Il concetto di trascinamento come modo per modellare la turbolenza nei metodi integrali.

METODI DI INTERAZIONE VISCOSA. Il metodo di Lighthill basato sul flusso di traspirazione.

===== **IL PROGRAMMA** =====

In grassetto gli argomenti che non ho trattato (e che invece avrei voluto trattare)

GLI AEROMOBILI: ASPETTI ARCHITETTURALI E GEOMETRICI

GLI AEROMOBILI

IL PROFILO ALARE

L'ALA

FUSOLIERA

SUPERFICI DI CONTROLLO

L'IMPIANTO PROPULSIVO

APPENDICI AERODINAMICHE

RICHIAMI: AERODINAMICA, GASDINAMICA, PRESTAZIONI

MECCANICA DEL CONTINUO (RICHIAMI DI FLUIDOMECCANICA)

INTRODUZIONE ALLA TURBOLENZA

FORZE

IL CARICO AERODINAMICO SULLE SUPERFICI PORTANTI

MODELLI MATEMATICI

GENESI DEI MODELLI PER LA FLUIDODINAMICA

MODELLI MATEMATICI PER IL CAMPO NON VISCOSO E RELATIVI CAMPI DI APPLICAZIONE

MODELLISTICA VISCOSA

CAMPI DI MOTO INCOMPRESSIBILI NON VISCOSI

CAMPI DI MOTO 2-D

CAMPI DI MOTO 3-D

EFFETTI DELLA COMPRIMIBILITÀ LINEARE E NON LINEARE IN AMBITO NON VISCOSO: EVOLUZIONE DEL CAMPO DI MOTO AL VARIARE DELLA VELOCITÀ DI VOLO

CAMPI SUB-, TRANS-, SUPER-, IPER-SONICI

EFFETTI DELLA VISCOSITÀ: LO STRATO LIMITE

STRATO LIMITE 2-D: STRUTTURA TRASVERSALE, IL PROFILO DI VELOCITÀ

LA SEPARAZIONE

LA TRANSIZIONE

CONSIDERAZIONI SULLE EQUAZIONI DI PRANDTL

EQUAZIONE DI VON KARMAN

LA STRA PIANA

EFFETTO DEL GRADIENTE DI PRESSIONE SU TRANSIZIONE E SEPARAZIONE

IL MOTO REALE INTORNO AL CILINDRO

LO STRATO LIMITE 3-D
LO STRATO LIMITE COMPRIMIBILE

PROFILI ALARI IN CAMPO NON VISCOSO: FUNZIONAMENTO E MODELLI

BASSE VELOCITÀ
BASSE VELOCITÀ: LA TEORIA DEL PROFILO SOTTILE
BASSE VELOCITÀ: PROFILI “SPESSI”
BASSE VELOCITÀ, CAMPO COMPRIMIBILE
CAMPO TRANSONICO
CAMPO SUPERSONICO
PROFILI A PIÙ COMPONENTI

ALA E CONFIGURAZIONE IN CAMPO NON VISCOSO: FUNZIONAMENTO E MODELLI

UNA “TEORIA 0” PER IL FENOMENO DEL VOLO: TEORIA GLOBALE PER ALA (E VELIVOLO)
ALA DIRITTA ALLE BASSE VELOCITÀ DI CROCIERA
ALA A FRECCIA
ALA INFINITA A FRECCIA
ALA FINITA A FRECCIA ALLE BASSE VELOCITÀ DI CROCIERA
ALA A DELTA ALLE BASSE VELOCITÀ DI CROCIERA
ALI DI ALLUNGAMENTO ARBITRARIO ALLE BASSE VELOCITÀ DI CROCIERA
CONFIGURAZIONI PER LE ALTE VELOCITÀ
STABILITÀ ED EQUILIBRIO

PROFILI ALARI IN CAMPO VISCOSO: FUNZIONAMENTO E MODELLI

BASSE VELOCITÀ
ALTE VELOCITÀ: EFFETTI VISCOSI DELLA COMPRIMIBILITÀ
RESTRIZIONE AL CAMPO TRANSONICO
PROFILI ALARI “LOW SPEED”
PROFILI ALARI “HIGH SPEED”
PROFILI ALARI “LOW REYNOLDS”
IL DATABASE AERODINAMICO DI UN PROFILO
PROFILI A PIÙ COMPONENTI

ALA E CONFIGURAZIONE IN CAMPO VISCOSO: FUNZIONAMENTO E MODELLI

STRIP THEORY
STALLO DI BASSA VELOCITÀ DELL’ALA E DELLA CONFIGURAZIONE
ALA A DELTA AI GRANDI ANGOLI DI ATTACCO
IL DATABASE AERODINAMICO DELL’ALA

IPERSOSTENTAZIONE E SUPERFICI DI CONTROLLO - COMANDI DI VOLO

IMPIANTO PROPULSIVO

LE ELICHE
LE PRESE D’ARIA

AERONAUTICA GENERALE

LA FORMAZIONE DI GHIACCIO SUGLI AEROMOBILI: UN CENNO

I METODI NUMERICI

METODI (INTEGRALI) DI STRATO LIMITE STAZIONARIO 2-D
METODI PER CAMPI NON VISCOSI
METODI PER CAMPI NON VISCOSI INCOMPRIMIBILI: SOLUZIONI APPROSSIMATE 3-D
METODI PER CAMPI NON VISCOSI INCOMPRIMIBILI: SOLUZIONI ESATTE
METODI A PANNELLI
METODI A PANNELLI IN CAMPO 2-D
METODI A PANNELLI IN CAMPO 3-D
METODI A PANNELLI PER CAMPI SUPERSONICI
METODI PER CAMPI VISCOSI
CALCOLO AERODINAMICO DEI PROFILI ALARI: INTERAZIONE VISCOSO/NON VISCOSO (VII)
INTRODUZIONE ALL'AERODINAMICA NUMERICA: PACCHETTI SW PER L'AERODINAMICA APPLICATA
METODI SEMIEMPIRICI DI AVANPROGETTO (ESDU, DATCOM, SCHRENK)

===== **IL PROGRAMMA DETTAGLIATO** =====

In grassetto gli argomenti che non ho trattato (e che avrei voluto trattare). La parte sottolineata non è a programma.

GLI AEROMOBILI: ASPETTI ARCHITETTURALI E GEOMETRICI

GLI AEROMOBILI. Classificazione ed architettura. Nomenclatura di un velivolo e dei suoi componenti. Assi velivolo, assi vento: il comportamento aerodinamico dipende dall'orientazione relativa delle due terne. Assi (ed angoli) di beccheggio, rollio ed imbardata. Moti simmetrici e non. Il velivolo nel moto livellato: Principio di Reciprocità. Volo derapato, le manovre.

IL 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, forme del bordo di attacco, angolo del bordo di uscita. Disegnazione di un profilo assegnato per punti: descrizione parametrica della geometria, interpolazione di una tabella di punti mediante funzioni Spline di terzo grado, problema della chiusura della spline. Regola pratica per la chiusura dei profili alari a bordo d'uscita spesso.

L'ALA. La forma in pianta, apertura, superficie in pianta, distribuzione di corde, rastremazione, freccia, la linea dei fuochi, allungamento alare, forme in pianta caratteristiche. Vista laterale: lo svergolamento. Vista frontale: il diedro.

FUSOLIERA. Forme, scivolo ed angolo di rampa. La giunzione ala – fusoliera, il Karman.

SUPERFICI DI CONTROLLO. Impennaggi e configurazione. Comandi primari: gli alettoni (bassa ed alta velocità), spoiler.

Dispositivi di ipersostentazione per la bassa velocità. Configurazione Canard.

L'IMPIANTO PROPULSIVO.

APPENDICI AERODINAMICHE. Winglet, generatori di vortici.

RICHIAMI: AERODINAMICA, GASEDINAMICA, PRESTAZIONI

MECCANICA DEL CONTINUO (RICHIAMI DI FLUIDOMECCANICA).

Sul concetto di velocità in un fluido (bel problema!). Dalla Teoria Cinetica al concetto di campo di moto. Agitazione molecolare e velocità peculiare, temperatura e pressione.

L'Ipotesi del Continuo, “scomparsa” delle molecole, il concetto di punto materiale al quale sono associate tutte le grandezze del moto, le particelle fluide e la velocità di massa, pressione e temperatura. Il tensore degli sforzi.

Equazioni di stato. Velocità caratteristiche, propagazione dei piccoli disturbi di una sorgente in moto relativo, caso subsonico, caso supersonico, il numero di Mach, i coni di Mach, regioni di dipendenza e di influenza. Definizioni di campo subsonico, supersonico, transonico. Onde d'urto: il diedro di compressione supersonica, abbaco d'urto, cenni sui campi conici e sull'urto conico. Il ventaglio di espansione. Propagazione dei grandi disturbi mediante onde d'urto. L'importanza della propagazione di piccoli e grandi disturbi per la struttura di un campo di moto. Resistenza d'onda.

Pressione e coefficiente di pressione, significati ed importanza, le sue dipendenze.

La viscosità dei fluidi, il coefficiente di viscosità, differenza tra acqua ed aria.

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

Considerazioni sul moto in prossimità di una parete di un fluido continuo nel caso non viscoso e nel caso viscoso: ipotesi di aderenza, profilo di velocità, cenno alle correnti slittanti.

INTRODUZIONE ALLA TURBOLENZA. Il vortice come entità fondamentale nella fluidodinamica viscosa e non, i due tipi fondamentali di vortice. 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, 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, le raffiche.

Cenni: la struttura a vortici della turbolenza, scale della turbolenza, decadimento e produzione (irreversibili) di turbolenza, un cenno alla cascata di Kolmogorov, la dissipazione alle piccole scale.

Costruzione del tensore di Reynolds, un cenno alla simulazione diretta (DNS), necessità di una modellistica turbolenta. **L'ipotesi di Bussinesq, il concetto di viscosità turbolenta, confronto con la viscosità, introduzione della viscosità equivalente (effettiva). Modellazioni RANS e U-RANS.**

FORZE. Campi di moto intorno agli aeromobili, complessità e necessità di semplificazioni. La forza aerodinamica a partire dal tensore degli sforzi, la forza di pressione, resistenza di pressione non viscosa (indotta e d'urto), paradosso di D'Alembert.

Decomposizioni della forza: portanza, resistenza e forza laterale, forza normale, forza assiale. Approssimazioni per la portanza di oggetti affusolati a piccoli angoli di attacco: integrazione della pressione direttamente in direzione normale alla velocità asintotica. Momento della forza rispetto ad un polo. Equilibrio delle forze agenti sul velivolo, grado di stabilità dell'equilibrio del velivolo parziale e del velivolo completo. **Margini di stabilità e manovrabilità, velivoli intrinsecamente instabili.**

IL CARICO AERODINAMICO SULLE SUPERFICI PORTANTI. Differenza di pressione tra dorso e ventre (come tra intradosso ed estradosso...): il carico aerodinamico puntuale su una superficie aerodinamica, legame con la forza aerodinamica, integrali del carico. Esistenza di tre diversi tipi di carico. Carico adimensionale e fattori di scala.

Il carico alare medio, tendenza nel tempo con l'evoluzione del livello tecnologico.

Il carico di profilo. Decomposizione in carico basico e carico addizionale (di profilo).

Il carico alare. Decomposizioni: carico simmetrico ed antisimmetrico, carico addizionale e carico basico. Distribuzioni (ed ali) particolari: la distribuzione desiderata di portanza, ali svergolate.

MODELLI MATEMATICI

GENESI DEI MODELLI PER LA FLUIDODINAMICA

Limitatezza della descrizione fisico-matematica della realtà. Dalla Teoria Cinetica alle Equazioni di Navier-Stokes. Le Equazioni del Bilancio come strumento per la soluzione di problemi ingegneristici in campo aerospaziale: le Equazioni di Navier-Stokes, i modelli di moto non viscoso e viscoso. Un quadro sinottico della modellistica per l'aerodinamica applicata.

MODELLI MATEMATICI PER IL CAMPO NON VISCOSO E RELATIVI CAMPI DI APPLICAZIONE

Le equazioni di Eulero.

Modelli a potenziale. Condizioni per l'introduzione del potenziale di velocità. Equazione completa (non lineare) per il potenziale. Esistenza (ed andamento) del potenziale per il flusso di onda d'urto, inesistenza del potenziale dietro l'urto curvo.

Piccole perturbazioni: linearizzazione delle condizioni al contorno. SPTE (=piccoli disturbi ed un grande effetto, l'onda d'urto normale) per il campo transonico. Modellistica linearizzata comprimibile: l'equazione di Prandtl-Glauert (derivata come linearizzazione dell'equazione generale del potenziale, valida anche in campo supersonico). Il modello esatto retto dall'equazione di Laplace (a potenziale armonico) per il campo non viscoso incomprimibile. Il significato del modello incomprimibile in termini di velocità del suono.

MODELLISTICA VISCOSA

Inferenza della viscosità nelle equazioni di Navier-Stokes. Il tensore degli sforzi viscosi, la legge di Newton per lo sforzo viscoso nel moto laminare.

Forme ridotte delle equazioni di Navier-Stokes per il moto viscoso. Le approssimazioni Thin Layer NS e Parabolized NS.

Introduzione del modello di strato limite di Prandtl: il profilo di velocità, il dominio (dove la viscosità c'è e funziona), il sistema esterno (dove la viscosità c'è e non funziona), equazioni di Prandtl, parabolicità 2-D **ed iperbolicità 3-D, significato fisico e modellistico, condizioni al contorno**, trascurabilità degli effetti di curvatura, caso 2-D stazionario incomprimibile.

Situazioni nelle quali il moto viscoso non può essere ridotto allo strato limite.

Il concetto di strato limite contrapposto al concetto di moto viscoso senza specificazione: nel campo di moto in prossimità di una superficie o di una superficie vorticoso lo strato limite esiste, ma non viene esplicitamente individuato dal modello retto dalle equazioni di Navier-Stokes (esse non “vedono” lo strato limite).

La turbolenza asintotica come condizione al contorno per le equazioni di Navier-Stokes.

CAMPI DI MOTO NON VISCOSI INCOMPRIMIBILI

Il moto retto dall'equazione di Laplace (a potenziale armonico). Dal potenziale alla velocità ed alla pressione, equazione di Bernoulli. Il problema di Neumann per l'equazione di Laplace, condizioni di chiusura per l'unicità della soluzione, condizione di regolarità, condizione di Kutta. Dal potenziale alla velocità ed alla pressione, il coefficiente di pressione, significati ed importanza, le sue dipendenze.

Soluzioni fondamentali. Il flusso uniforme. Le singolarità idrodinamiche fondamentali 2- e 3-D. Proprietà delle singolarità concentrate: campi di moto, ortogonalità tra vortice e sorgente 2-D. Le singolarità distribuite, definizione, trattazione bidimensionale, differenza dalle singolarità concentrate, proprietà, costruzione del campo di moto indotto da una distribuzione uniforme di sorgenti/vorticità su un supporto rettilineo, descrizione del campo di doppiette, il principio di equivalenza tra vortici e doppiette in campo 2- e 3-D. Pertinenza delle diverse singolarità per la simulazione dei diversi effetti: sorgenti per spessore, vorticità/doppiette per curvatura ed angolo di attacco. Sovrapposizione di campi di moto armonici.

CAMPI DI MOTO 2-D

Costruzione del campo di moto intorno al cilindro circolare retto: condizione di regolarità (condizione di Kutta), 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. **Tempo di percorrenza delle particelle sul dorso e sul ventre di un cilindro. Dove mettere un tubo di Pitot sul cilindro?** La soluzione del cilindro come generatrice della soluzione del campo di moto attorno a qualsiasi profilo: **il metodo delle trasformazioni conformi**. Soluzione dell'ellisse: effetto dello spessore sul gradiente della retta di portanza, effetto di spessore ed angolo di attacco sulla posizione del punto di ristagno e della cresta, nonché sul picco di espansione.

CAMPI DI MOTO 3-D

Il problema di Neumann in 3-D: unicità della soluzione e condizioni di chiusura 3-D.

EFFETTI DELLA COMPRIMIBILITÀ LINEARE E NON LINEARE IN AMBITO NON VISCOSO: EVOLUZIONE DEL CAMPO DI MOTO AL VARIARE DELLA VELOCITÀ DI VOLO

Un piano cartesiano per l'individuazione degli effetti della comprimibilità, il numero di Mach di volo come variabile indipendente, 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. Il coefficiente di pressione.

CAMPI SUBSONICI. 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 da flusso iposonico a flusso subsonico a causa della comprimibilità, esaltazione delle variazioni del numero di Mach e delle forze di pressione, la similitudine subsonica. Il raggiungimento delle condizioni critiche, il caso dell'ugello e del cilindro, il numero di Mach critico inferiore, calcolo e dipendenze.

CAMPI TRANSONICI. Peculiarità fondamentale: 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, divergenza della resistenza e convenzione per numero di Mach di divergenza. Superamento della cosiddetta barriera del suono (un po' di storia...), il Principio di Indipendenza, il campo transonico a partire da condizioni asintotiche supersoniche: onda d'urto curva staccata (lungo l'onda si verificano tutte le possibili condizioni d'urto), il campo rotazionale a valle dell'urto. Il numero di Mach critico superiore di un diedro, calcolo e dipendenze, caso del profilo supersonico a bordo aguzzo, divergenza per geometrie a bordo arrotondato.

CAMPI SUPERSONICI. Profili a bordo aguzzo per il volo supersonico: formazione dell'urto o degli urti obliqui di prua, altri urti, ventagli di espansione.

Ali e configurazioni complete. Bordo di attacco sub/super-sonico.

CAMPI IPERSONICI. Un cenno alle proprietà del flusso ipersonico: flussi "freddi" e flussi "caldi". L'esempio degli oggetti per il volo spaziale all'uscita dall'atmosfera ed al rientro: differenze di assetto. Posizione ed effetti dell'urto staccato, Stand Off distance, l'onda d'urto come freno aerodinamico, riscaldamento aerodinamico dovuto all'urto (e non solo all'attrito!). Aspetti termochimici del campo ipersonico.

EFFETTI DELLA VISCOSITÀ: LO 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.

Fisicità dello strato limite per le Scienze del Volo.

Strato limite laminare, legge di Newton. Esistenza di soluzioni simili, flussi e soluzioni fondamentali: lastra piana, punto di ristagno. Strato limite turbolento, il profilo di velocità, differenza dal caso caso laminare. Meccanismi di scambio di quantità di moto (et al.) nello strato limite laminare (attrito tra lamine) ed energizzazione in quello turbolento, implicazioni tecniche ed ingegneristiche. Particolarizzazione del tensore degli sforzi allo strato limite laminare e turbolento, forza e coefficiente di attrito, **la modellazione di Prandtl e la lunghezza di mescolamento**, cenno ai modelli di turbolenza.

Moto turbolento in prossimità di una parete: laminarizzazione a parete, il cosiddetto sottostrato laminare: gli sforzi a a parete sono sempre di tipo laminare e quindi modellabili mediante la legge di Newton. Andamento della viscosità turbolenta in uno strato limite. Laminarizzatori, applicazione nelle gallerie del vento.

STRATO LIMITE 2-D: STRUTTURA TRASVERSALE, IL PROFILO DI VELOCITÀ. Spessore dello strato limite in dipendenza della pendenza. Pendenza, la legge di Newton per lo sforzo tangenziale, pendenza e sforzo tangenziale a parete, coefficiente di attrito. 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.**

LA SEPARAZIONE. Significato dell’allocuzione “separazione del flusso da una parete”, il punto di separazione (instazionarietà ed incertezza), profili di velocità in flusso separato (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. Separazioni laminari, separazioni turbolente.

LA TRANSIZIONE. Stabilità ed instabilità dello strato limite laminare. I disturbi “contenuti” in un campo di moto (fluttuazioni turbolente, vibrazioni, rugosità di una superficie, onde acustiche). Importanza degli sforzi viscosi nello strato limite laminare sulla possibile evoluzione di un disturbo. Il fattore di amplificazione, significato dell’allocuzione 'e-to-n'. Regione di assoluta stabilità. “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, le transizioni sono intermittenti. **Visualizzazione del fenomeno della transizione: esperienza di Reynolds.** La struttura del profilo di velocità come fattore fondamentale l’occorrenza della transizione: flessi nel profilo di velocità, profili stabili ed instabili, spiegazione euristica del risultato di Raileigh, valido sotto ipotesi molto restrittive. Transizione naturale, transizione forzata.

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). Problema diretto, problemi inversi. Esistenza della singolarità di Goldstein alla separazione, metodi inversi di soluzione per la sua eliminazione.

EQUAZIONE DI VON KARMAN. Integrazione trasversale per via analitica delle equazioni di Prandtl: introduzione dei parametri integrali, l’equazione di Von Karman (ne esistono forme per flussi 3-D, anche comprimibili, anche instazionari). Necessità delle chiusure (ottenute a partire da dati teorici e sperimentali) per complementare l’equazione. 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 parametri integrali di strato limite dovrebbe determinare un profilo di velocità univocamente definito.** Applicazione alla lastra piana: significato dello spessore di quantità di moto in termini di resistenza; estensione del risultato ai metodi di campo lontano (difetto di massa e di quantità di moto nel piano di Trefftz) per la previsione della resistenza.

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. La transizione: 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 SU TRANSIZIONE E SEPARAZIONE. In espansione lo strato limite laminare è stabile, in compressione diventa instabile. Interrelazioni tra transizione e separazione. Separazioni laminari e riattacco del flusso per effetto Coanda: bolle laminari, struttura. Effetti dell'aspirazione e del soffiamento in compressione ed in espansione.

IL MOTO REALE INTORNO AL CILINDRO: un'evidenza del legame tra transizione e separazione. La resistenza di pressione legata alla viscosità: scia vicina e scia lontana, le leggi delle scie per la pressione. Andamento del coefficiente di resistenza in funzione del numero di Reynolds e motivazione (separazione laminare vs. separazione turbolenta), il "ginocchio" del coefficiente di resistenza: dipendenza del regime dal numero di Reynolds. Instazionarietà del flusso separato e vortici di Karman.

Sull'instazionarietà dei flussi separati: relazione tra cilindro, bandiera e ponte di Takoma. Il Dutch Roll.

Convenienza ad (necessità di) avere certamente lo strato limite in giusta parte turbolento: il fulcro della progettazione aerodinamica è il controllo assoluto della transizione sulle superfici aerodinamiche in ogni condizione operativa possibile.

LO STRATO LIMITE 3-D. Considerazioni sul flusso all'esterno dello strato limite: curvature delle linee di corrente, equilibrio tra forza centrifuga e gradiente di pressione. Strato limite su linee di corrente curve: il profilo di velocità principale, genesi del crossflow, la linea di corrente limite, linee di attrito, profili di velocità trasversale nelle regioni di espansione ed in quelle di compressione. Generalizzazione dei parametri integrali. Significato dell'iperbolicità delle equazioni di Prandtl nel caso 3-D.

Instabilità e transizione da crossflow anche in regioni di espansione. Un cenno alle separazioni tridimensionali, separazione da crossflow, **aspetti topologici.**

LO STRATO LIMITE COMPRIMIBILE. Profilo di velocità e struttura dello strato limite per flusso esterno veloce: andamento di pressione (costante), temperatura (aumenta) e densità (diminuisce) verso la parete, inspessimento del profilo di velocità e riduzione degli effetti di attrito a parete. Effetti delle condizioni di parete. **Spessore di energia.**

Strato limite con flusso esterno supersonico: la linea sonica, riscaldamento aerodinamico legato all'attrito (la temperatura superficiale del Concorde!).

L'interazione tra onda d'urto normale e strato limite: scostamento dell'urto dalla superficie, inspessimento dello strato limite a monte e formazione della struttura a lambda, modifica della regione Euleriana. Il limite per $Me > 1.25$.

PROFILI ALARI IN CAMPO NON VISCOSO: FUNZIONAMENTO E MODELLI

Il concetto di ala infinita intesa come macchina a fluido astratta, limite di un'ala rettangolare al crescere dell'apertura, ma tenendo fissata la superficie (e quindi il peso). Importanza dello studio del profilo alare in ambito stazionario ed instazionario, viscoso e non viscoso, comprimibile ed incompressibile, rotazionale ed irrotazionale.

In campo non viscoso sono importanti la determinazione della retta di portanza attraverso il suo gradiente e l'angolo di portanza nulla, il campo di moto in ogni condizione, la resistenza d'onda e le relative polari.

BASSE VELOCITÀ.

Che si intende qui per bassa velocità. Importanza dello studio in ambito stazionario, non viscoso, incompressibile ed irrotazionale (è il punto di partenza per l'analisi in qualunque condizione). Si risolve -in modo esatto od approssimato- un Problema di Neumann per l'equazione di Laplace. Non c'è resistenza.

BASSE VELOCITÀ: LA TEORIA DEL PROFILO SOTTILE. Oltre la Teoria di Glauert: teoria unificata per spessore, curvatura ed angolo di attacco (Metodo delle Perturbazioni Asintotiche di Lighthill) che impone, in modo approssimato, sulla corda la condizione di impermeabilità. Separazione (e sovrapposizione) degli effetti di spessore, curvatura ed angolo d'attacco (è verificata la condizione di Kutta). 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. Soluzioni di ordine superiore.

I risultati fondamentali della teoria del profilo sottile. Forze di suzione, o di spinta, sul bordo di attacco: paradosso della lastra piana. Espressione linearizzata del coefficiente di pressione. La soluzione della Teoria di Glauert per la lamina curva: equazione della lamina, sviluppo in serie del carico con condizione di Kutta imposta. Determinazione dei coefficienti per linee medie di forma arbitraria. Risultati: retta di portanza (gradiente ed angolo di attacco a portanza nulla), angolo d'attacco ideale, il fuoco (o punto neutro anteriore), coefficienti aerodinamici (portanza e momento focale di beccheggio, espressioni analitiche in funzione dei coefficienti dello sviluppo in serie). La retta di momento focale. Il centro di pressione. Il carico: relazione tra carico, scorrimenti e vorticità, carico ideale basico (all'angolo di attacco ideale) e carico addizionale sul profilo. Scalabilità della soluzione con la curvatura. **La linea media dei profili laminari.** Il punto neutro posteriore: teoria, 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. Relazione tra vorticità distribuita e vortici concentrati.

BASSE VELOCITÀ: PROFILI “SPESSI”. Effetto della curvatura: in pratica la linea media determina l'angolo di portanza nulla e l'angolo di attacco ideale. Influenza dello spessore: generalizzazione della soluzione dell'ellisse per il gradiente della retta di portanza, il centro di pressione e suoi spostamenti al variare dell'angolo di attacco; il caso di portanza nulla, il centro aerodinamico e la sua relazione con il fuoco. Effetto dell'angolo di attacco su punto di ristagno, picco di espansione e cresta. Fondamenti, sviluppo ed applicazione del metodo ingegneristico NACA.

BASSE VELOCITÀ, CAMPO COMPRIMIBILE. Non c'è resistenza. L'importanza della soluzione non viscosa in campo incomprimibile al fine di prevedere il comportamento in flusso veloce. Effetti della comprimibilità lineare: la soluzione in similitudine subsonica, curve di comprimibilità per portanza e momento.

CAMPO TRANSONICO. Il ruolo dominante dell'onda d'urto normale. La divergenza della resistenza d'onda, convenzione per numero di Mach di divergenza. Assetti possibili per il volo transonico, profili shockless. Il campo di moto alla velocità del suono: il Principio di Indipendenza. Divergenza del numero di Mach critico superiore per geometrie a bordo arrotondato. Lo spostamento del centro di pressione e del centro aerodinamico al crescere della velocità di volo.

CAMPO SUPERSONICO.

Impossibilità per il profilo a volare in un campo supersonico se il bordo di attacco è arrotondato: profili a bordo aguzzo per il volo supersonico. Formazione dell'urto obliquo sulla prua degli oggetti a bordo di attacco aguzzo. Campo di moto con la teoria dell'urto-espansione al variare dell'angolo di attacco del numero di Mach, diagrammi di pressione, forze, momenti e resistenza d'onda, polare per la resistenza d'urto, centro di pressione, lo spostamento del centro aerodinamico al crescere della velocità di volo (cenno alla 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). Effetti di spessore e curvatura (inversione dell'effetto della curvatura sull'angolo di portanza nulla).

Flussi supersonici linearizzati: l'equazione di Prandtl-Glauert in campo supersonico, descrizione della teoria e dei risultati di Ackeret, la similitudine supersonica, il campo a $M^*2=2$, correzioni di Busemann. Le singolarità supersoniche.

PROFILI A PIÙ COMPONENTI. Un cenno all'effetto suolo (2-D). Il metodo delle immagini, in alternativa alla simulazione effettiva del suolo.

È POSSIBILE QUINDI DETERMINARE IL FUNZIONAMENTO DEL PROFILO ALARE IN CAMPO NON VISCOSO AL CRESCERE DELLA VELOCITÀ DI VOLO. Evoluzione della struttura del campo di moto dalla bassa velocità fino alle alte velocità. Caratteristiche aerodinamiche: portanza, gradiente della retta di portanza, il momento, la resistenza d'onda per profili sottili e non sottili, curve di comprimibilità, il centro di pressione, il fuoco, il centro aerodinamico. Effetti di spessore, linea media ed angolo di attacco.

ALA E CONFIGURAZIONE IN CAMPO NON VISCOSO: FUNZIONAMENTO E MODELLI

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} .

ALA. Distribuzione di pressione sulla superficie, portanza dell'ala come integrazione della distribuzione di carico puntuale sulla forma in pianta, distribuzione di pressione lungo sezioni longitudinali (portanza di profilo), distribuzione di portanza lungo l'apertura e carico alare dimensionale, coefficiente di portanza per l'ala, il carico alare adimensionale lungo l'apertura, importanza sia della dimensione longitudinale (corda) che dell'attitudine a portare (Cl). Legame tra carico e Cl. 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 locale tra i due casi. Importanza delle conoscenze dell'Aerodinamica bidimensionale per la comprensione del funzionamento delle ali.

Le due decomposizioni del carico come semplificazione del problema del calcolo su tutta l'apertura, consentendo di risolvere separatamente i tre diversi tipi di carico (basico, addizionale, antisimmetrico a portanza nulla) sulla semiala. Carichi di manovra: carico antisimmetrico prodotto dagli alettoni. Modulazione del carico lungo l'apertura: svergolamento aerodinamico e geometrico, leggi di svergolamento (lineare, parabolico, ad hoc). Decomposizione del carico simmetrico in carico addizionale e carico basico. Individuazione dei parametri geometrici e loro inferenza su tutte le prestazioni: forma in pianta (distribuzione delle corde, rastremazione, allungamento, freccia), svergolamento, profili utilizzati (variazione della retta di portanza nulla e del gradiente della retta di portanza lungo l'apertura), angolo diedro. Per tutte architetture alari si richiedono il gradiente della retta di portanza dell'ala e l'angolo di attacco a portanza nulla, la stima degli effetti viscosi in alta portanza (stallo dell'ala), la distribuzione di carico in

qualunque condizione operativa, i coefficienti di momento di beccheggio, rollio ed imbardata, la polare viscosa e la polare indotta. Questo al variare di tutti i parametri del volo.

Punti caratteristici di un'ala: fuoco, centro di pressione, centro aerodinamico. La corda media aerodinamica.

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 di tubo di flusso a gomito equivalente, portanza e resistenza, considerazioni sull'energia cinetica 'perduta', il downwash. Sviluppi formali e risultati: effetto dell'apertura, coefficienti aerodinamici, la polare parabolica, effetto dell'allungamento, il significato del fattore di correzione per la portata, 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!).

Descrizione del campo di moto intorno ad un'ala al variare dell'allungamento: effetti di tridimensionalità (rispetto all'ala infinita), il downwash, il flusso trasversale (quando c'è carico lungo l'apertura), linee di corrente nella vista in pianta e nella vista da dietro, genesi della scia vorticoso al bordo d'uscita. Importanza di una relazione tra downwash in corrispondenza dell'ala e downwash nel piano di Trefftz.

ALA DIRITTA: MODELLO DI PRANDTL (TEORIA DELLA LINEA PORTANTE) E SOLUZIONI

Un'ala diritta viaggia in genere in un campo di moto subsonico con effetti lineari di comprimibilità (esistono particolari ali diritte per il volo supersonico): Occorre e basta il modello di moto incomprimibile.

Prodromi della teoria di Prandtl. L'ipotesi di bidimensionalità nei piani (x-z), analisi critica e limiti di validità in certe regioni dell'ala e in genere per bassi allungamenti ed alti angoli di attacco. Comportamento aerodinamico dell'ala in riferimento a quello dei suoi profili, importanza fondamentale dello studio del profilo. Variazione del carico lungo l'apertura: il vortice aderente di intensità variabile ("non deve" giacere sulla linea dei fuochi, l'allocazione è inessenziale...) e scia vorticoso (equivalente ad una scia di doppiette, con discontinuità del potenziale). La vorticità libera secondo Prandtl, legame con il carico, il downwash a valle e sull'ala (inferenza della Teoria Globale, **correzione del Losito**), angolo di attacco indotto, portanza del vortice, portanza effettiva e resistenza indotta legata al downwash per ogni sezione (dipende dal carico e non dalla portanza). Lo svergolamento, il problema dell'angolo di attacco di portanza nulla.

Il modello matematico. Si sta risolvendo un problema di Neumann per l'equazione di Laplace, il vortice aderente e la vorticità libera sono singolarità armoniche, l'equazione è verificata implicitamente: dove sono imposte la condizione al contorno e la condizione di chiusura (di regolarità, od anche di Kutta)? In realtà l'imposizione è implicitamente contenuta nell'impiego della soluzione 2-D, che prevede, per ciascun profilo, la verifica della condizione di flusso tangenziale e della condizione di chiusura.

Equazioni costitutive, necessità di conoscere per ciascun profilo la retta di portanza (da teorie 2-D) e l'angolo di attacco assoluto (misurato cioè rispetto alla retta di portanza nulla). La soluzione generale di Prandtl.

Una soluzione fondamentale: ala con distribuzione di carico ellittico e con downwash costante (e quindi minima resistenza indotta), gradiente della retta di portanza. Il carico ellittico visto come soluzione di un problema di Fisica Matematica con un vincolo di minimo valore per un funzionale, la resistenza indotta. Considerazioni su come realizzare un carico ellittico: distribuzione di corde ellittica per un'ala non svergolata e con profilo uniforme, forme in pianta arbitrarie con opportuno svergolamento. Correzioni della soluzione per distribuzioni non ellittiche e per ali svergate.

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

Effetto dello svergolamento. Carico basico (indipendente dall'angolo di attacco) ed angolo di portanza nulla dell'ala si determinano insieme, mediante un'equazione addizionale che esprime il fatto che il coefficiente di portanza è nullo. Resistenza indotta a portanza nulla.

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 (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 DB 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. 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. Schema vorticoso dietro un'ala a partire dalla distribuzione di carico, caso del carico antisimmetrico e del carico basico.

METODI INGEGNERISTICI. Il metodo di Schrenk e la proprietà di attrattore dell'ala ellittica. Effetto di contrasto alla modifica del carico ellittico mediante modifica della distribuzione delle corde: la variazione del carico è minore della variazione delle corde.

Effetto di contrasto allo svergolamento: il caso del carico basico. Questo deriva dalla modifica della distribuzione di downwash che fa in modo di opporsi alla variazione di carico legata alle corde. Fondamento razionale del metodo ingegneristico di Schrenk per il carico addizionale e per il carico basico.

ALA A FRECCIA.

Importanza della comprensione del funzionamento dell'ala diritta per comprendere l'ala a freccia.

La cosa buona. Aumentando i numeri di Mach critici l'ala a freccia sposta a velocità più elevate i problemi di comprimibilità legati alla nascita di onde d'urto normali in campo transonico, consentendo l'innalzamento della velocità di crociera. Di norma l'angolo di freccia è imposto dalla comprimibilità.

Gli alti effetti potrebbero essere negativi...

ALA INFINITA A FRECCIA. Funzionamento dell'ala "infinita" a freccia: decomposizione dell'atto di moto, decomposizione della velocità asintotica in componente perpendicolare al bordo di attacco e componente trasversale, flusso efficace e flusso ozioso. Dove mettere un tubo di Pitot sul cilindro a freccia? Costruzione di semplici campi di moto incompressibili 3-D intorno ad ali "infinite" per sovrapposizione di un flusso 2-D e di una componente trasversale uniforme, distorsioni e flessi, perdita di bidimensionalità, assenza di punti di ristagno. Linee di corrente su cilindro o su un profilo a freccia: un'applicazione numerica per la descrizione del campo di moto, linee di corrente in caso simmetrico e non simmetrico.

Riduzione del gradiente della retta di portanza. Nel Modello Globale si ha la riduzione della portata d'aria efficace. Il cosiddetto Principio del Coseno, limiti di validità, motivazione euristica: 1) si riduce la pressione dinamica effettiva, 2) cambia il profilo effettivo con aumento dello spessore percentuale effettivo (e quindi del gradiente della retta di portanza dei profili), 3) aumenta l'angolo di attacco effettivo. 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 (ulteriore aggravio di peso). Incremento dei carichi torsionali (ulteriore aggravio di peso).

ALA FINITA A FRECCIA ALLE BASSE VELOCITÀ DI CROCIERA: MODELLO DI WEISSENGER (Teoria della superficie portante). Estensione del Modello di Prandtl per l'ala: linea portante a freccia da collocare necessariamente, convenienza di disporla lungo la linea dei fuochi: il ruolo della Teoria del Punto Neutro Posteriore nel calcolo di campi 3-D, imposizione della condizione al contorno sulla linea dei punti neutri posteriori, limiti di validità. Spostamento dei carichi indotto dalla freccia: schema vorticoso, comparsa della parte assiale del vortice aderente a freccia e induzione differenziata tra mezzeria ed estremità, variazione del downwash rispetto all'ala diritta in dipendenza dal segno della freccia (spostamento dei carichi verso le estremità per freccia positiva, da contrastare con un opportuno svergolamento, che costa e pesa).

Vantaggio (la comprimibilità portata a velocità più alte) e svantaggi: rispetto a un'ala diritta l'ala a freccia è di più complessa progettazione, pesa (e costa) molto di più.

Ala obliqua di Jones.

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

ALA A DELTA ALLE BASSE VELOCITÀ DI CROCIERA. Modello di Jones (flusso a potenziale).

La prima Identità di Green: richiami. L'energia di un campo a potenziale. 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 (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): gradiente della retta di portanza, il carico è ellittico, prestazioni e confronto con la teoria di Prandtl.

ALI DI ALLUNGAMENTO ARBITRARIO ALLE BASSE VELOCITÀ DI CROCIERA

La formula generale di migliore approssimazione per il gradiente della retta di portanza di un'ala in funzione dell'allungamento.

CONFIGURAZIONI PER LE ALTE VELOCITÀ. Configurazioni per il volo supersonico: bordo di attacco sub- e supersonico, ala rettangolare in volo supersonico. La regola delle aree in campo transonico e supersonico. Il fenomeno del Sonic Boom, implicazioni normative. Cranked wing. Ala a freccia in campo supersonico: la freccia aumenta la portanza a parità di angolo di attacco.

La 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.

STABILITÀ ED EQUILIBRIO. Esigenza di aver un volo controllato anche in aria agitata. 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. Stabilità latero direzionale: inferenza della freccia ed effetto diedro.

Un cenno all'effetto suolo (3-D).

PROFILI ALARI IN CAMPO VISCOSO: FUNZIONAMENTO E MODELLI

Importanza dello studio che si è fatto in ambito non viscoso. Flessi nella rappresentazione parametrica della distribuzione Euleriana di velocità (nel punto di ristagno, almeno...), le linee di corrente del corso e del ventre. I due semiproblemi di strato limite.

Importanza della conoscenza dello sviluppo dello strato limite in qualunque condizione di volo (velocità, angolo di attacco, numero di Reynolds).

BASSE VELOCITÀ. Che si intende per bassa velocità. Struttura dello strato limite e delle sue grandezze a tutti gli assetti, numeri di Reynolds, condizioni superficiali (transizione imposta o non): crociera, alta portanza. Influenza dei gradienti di velocità: transizione e separazione, interconnessione tra transizione e separazione laminare. Bolle laminari, caratterizzazione e struttura, coefficiente di pressione in bolla, evoluzione delle bolle laminari al variare dell'angolo d'attacco, effetto del numero di Reynolds, influenza degli sforzi a parete sulla stabilità e l'esplosione delle bolle.

Il concetto di profilo equivalente.

Retta di portanza, gradiente, irregolarità della retta di portanza dovuta alla presenza di bolle significative, fine della retta di portanza, inizio del tratto curvo in corrispondenza della prima separazione del flusso al bordo di uscita, progressivo avanzamento del punto di bassa velocità: massimo coefficiente di portanza ed angolo di stallo.

Il flusso separato: la zona di ricircolo, struttura e leggi per la pressione della scia (scia vicina isobarica e leggermente sovraespansa, recupero di pressione nella scia lontana), inferenza della separazione sulla distribuzione della velocità esterna (riduzione e spostamento della cresta, differenza tra caso Euleriano e caso reale, motivazione in termini di profilo equivalente).

La resistenza viscosa, il Drag Count. Genesi e struttura della resistenza di profilo: attrito e pressione, integrazione della pressione in direzione assiale. La resistenza (impropriamente) detta di scia: la resistenza di pressione in presenza di flusso separato, resistenza di pressione anche in un flusso 2-D attaccato. Alta portanza: aumento della resistenza (viscosa) di pressione e di momento picchiante. Polari di momento e resistenza.

Stallo di bassa velocità. Fluidomeccanica: separazione del flusso e stallo. Tipi di stallo (convenzionale, da esplosione di bolla, da bolla lunga, combinato), dipendenze da geometria e numero di Reynolds, abbaco di Thain&Gault. Criteri ingegneristici di stallo. criterio di Valarezo(Douglas) per lo stallo di profilo (nonché dell'ala e della configurazione). Dipendenza dello stallo dei profili dal numero di Mach: il raggiungimento della condizione critica (flusso sonico in cresta) come criterio di stallo di bassa velocità.

Una regola mnemonica per l'alta portanza (picco, angolo d'attacco e Cl -o CL - massimo): la regola empirica "dei tre 15" (da un'approssimazione del criterio Douglas). Influenza di spessore e curvatura sul Cl massimo. Coefficiente di pressione allo stallo e prestazione aerodinamica: crollo del picco di prua per la separazione e l' ampia zona di ricircolo a poppa.

Qualità di volo e stallo. Innesco della transizione sui profili: turbolatori, promotori di stallo. Può uno stallo di cattiva qualità essere operativo? No. Si può usare un profilo che ha lo stallo di cattiva qualità? Sì, l'ipersostentazione interviene prima (e costa di più).

Un cenno all'effetto suolo: perdita dell'effetto a causa del chocking nel canale.

ALTE VELOCITÀ:EFFETTI VISCOSI DELLA COMPRIMIBILITÀ. L'importanza degli effetti di comprimibilità sullo strato limite in condizioni sub-, trans-, super- ed ipersoniche. Riduzione degli effetti di attrito a parete con la comprimibilità: (trascurabile) riduzione del coefficiente di resistenza di attrito al crescere del numero di Mach. Limitatezza dell'importanza degli effetti viscosi in campo sub- e supersonico.

RESTRIZIONE AL CAMPO TRANSONICO. L'interazione tra onda d'urto normale e strato limite: scostamento dell'urto dalla superficie, inspessimento dello strato limite a monte e formazione della struttura a lambda, modifica della regione Euleriana. Il limite per $Me > 1.25$. Conseguenze: aspetti problematici (shock-induced separation), potenzialità applicative (riduzione della resistenza d'onda, riduzione della resistenza di attrito).

Shock-induced separation. Lo stallo d'urto. Il buffet: la genesi, la dinamica; criteri per l'insorgere del buffet, la barriera di buffet, normativa. Lo stallo d'urto. Stalli di manovra in alta velocità (G-stalli). Assetti possibili per il volo transonico.

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

PROFILI ALARI “LOW SPEED”. 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 basico della linea media, differenza tra assetti all'interno ed all'esterno della sacca), effetto del numero di Reynolds su resistenza minima ed estensione della sacca, nomenclatura, proprietà, differenza geometrica e di prestazione dai profili delle serie NACA precedenti. La qualità volo dei profili laminari: principalmente per la forma del bordo di attacco, crociera eccellente e (spesso) brutto stallo.

Distribuzioni di velocità e pressione sui profili, laminari e non, al variare dell'angolo di attacco.

PROFILI ALARI “HIGH SPEED”. Caratteristiche aerodinamiche. 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.**

PROFILI ALARI “LOW REYNOLDS”. Caratteristiche aerodinamiche, applicazioni.

PROFILI A PIÙ COMPONENTI.

IL DATA BASE AERODINAMICO DI UN PROFILO.

ALA E CONFIGURAZIONE IN CAMPO VISCOSO: FUNZIONAMENTO E MODELLI

Va sempre messa in conto un appropriato valore del numero di Reynolds di lavoro per ciascun componente del velivolo (come varia il numero di Reynolds di lavoro lungo l'apertura?).

Lo strato limite sulle ali diritte ed a freccia, in riferimento al comportamento bidimensionale sui profili che costituiscono l'ala.

STRIP THEORY

Il problema della determinazione della resistenza viscosa e della polare.

ALA. Interfacciamento di un solutore non viscoso basato sulla Teoria di Prandtl con un solutore 2-D viscoso per la ricostruzione in assegnate condizioni di volo dello strato limite.

FUSOLIERA. Strato limite su linee di corrente derivanti da un metodo a pannelli.

STALLO DI BASSA VELOCITÀ 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. Lo stallo convenzionale dell'ala: definizione della condizione critica e del sentiero di stallo.

Previsione ingegneristica dello stallo. Modellistica lineare per il carico incrociata con i dati sperimentali dei profili, esigenza di un DB 2-D completo, inferenza del numero di Reynolds di corda, interconnessione tra carico alare e stallo dei profili. Interpretazione del metodo, dimostrazione della doppia sicurezza; limiti del metodo. La collocazione dell'avvisatore di stallo. Sull'estensione e la fine della retta di portanza (dell'ala). Esigenza di un DB con alettone deflesso (variazione della retta di portanza nulla 2-D con l'angolo di deflessione).

Dipendenza dello stallo dalla forma in pianta, dal tipo di profilo e dallo svergolamento. Criticità dell'ala a freccia e -in certi casi- 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 CLmax 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: architettura Canard per introdurre il prestallo ed evitare lo stallo di cattiva qualità dell'ala, il caso del velivolo P180. 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.

La rotazione della forza di spinta del bordo di attacco ed analogia di Polhamus. Il bordo di attacco delle ali supersoniche.

IL DATABASE AERODINAMICO DELL'ALA.

VELIVOLO

Regioni di flusso tridimensionale intorno agli aeromobili: estremità alari, ali a freccia, la giunzione ala – fusoliera, giunzioni degli impennaggi, il Karman, lo scivolo della fusoliera (effetto aerodinamico dell'angolo di slant di un oggetto affusolato, fenomeni di scia e resistenza di pressione, angolo di rampa della fusoliera).

La transizione sul velivolo: la contaminazione del bordo di attacco delle ali a freccia e difficoltà nella realizzazione di ali a freccia laminari. Transizione forzata: innesco della transizione su superfici portanti e fusoliera. Effetto dei rivetti.

Su un velivolo in crociera si ha sempre e comunque un moto di strato limite (ad esempio, alla giunzione ala-fusoliera)?

Descrizione dell'interferenza aerodinamica.

Descrizione dell'effetto della presenza della fusoliera sul carico dell'ala isolata. Interferenza tra ala e fusoliera, contributo alla resistenza totale ed alla rumorosità, il fairing.

Richiamo del calcolo in avanprogetto della resistenza. Breakdown della resistenza.

Decomposizione della resistenza in una parte non viscosa (indotta e d'onda) ed una parte viscosa (interferenza + altro).

L'interferenza aerodinamica. per la polare di avanprogetto.

IL DATABASE AERODINAMICO DEL VELIVOLO

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.

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, di provenienza automobilistica, applicazioni: utilizzo per volare a velocità più bassa senza compromettere la resistenza della fusoliera.

Dispositivi pneumatici: Jet Flap, macchine a sostentazione pneumatica.

La spinta vettoriale: F-35B.

IMPIANTO PROPULSIVO

LE ELICHE (Appunti del corso: da 19.1 a 19.7, poi 19.15; testo del prof. LOSITO: Cap. IV)

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: **eliche transoniche e supersoniche, storia e prospettive, è pensabile un'elica per il volo transonico o supersonico? Elica 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. L'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 triangolo delle velocità e suoi limiti di rappresentatività trascurando tutte le velocità indotte, passo aerodinamico, regresso, angolo d'attacco, azione aerodinamica

sull'elemento, genesi di spinta, coppia e potenza. Variazione dell'angolo di attacco con velocità di avanzamento e velocità di rotazione: il rapporto di funzionamento. Variazione e rotazione della forza. Parametri funzionali e coefficienti caratteristici, formule di Renard. Esigenza del passo variabile lungo la pala al fine di operare ad angolo di attacco ottimale con tutti gli elementi di pala: l'angolo di attacco ottimale.

Il punto fisso: impossibilità di impiegare la velocità di volo come fattore adimensionalizzante.

Elica in movimento: elica traslante in flusso assiale. Andamento dei coefficienti caratteristici di un'elica a passo fisso. L'elemento di pala rappresentativo.

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. Il rendimento. Eliche lente ed eliche veloci.

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.

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

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

LE PRESE D'ARIA (Appunti del corso, 20)

Funzione, 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. Che significa "presa d'aria supersonica"? Esistenza di famiglie di prese d'aria in analogia con le famiglie di profili.

Parametri fondamentali: la velocità di volo, la quota, la manetta, l'area di cattura, le diverse condizioni di ristagno, efficienza.

Un cenno alle caratteristiche delle prese d'aria subsoniche.

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).

Il concetto di strozzamento.

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. Presa d'aria a compressione mista, dipendenza delle prestazioni dal numero di urti, non univocità della soluzione progettuale. Presa d'aria a spina centrale: funzionamento in condizioni di progetto, configurazioni a due o più urti.

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. Presa d'aria a spina centrale: efficienza ottima di un sistema ad N urti. Richiamo sul campo conico. Presa d'aria 2-D, assialsimmetriche e miste.

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.

Funzionamento di qualunque presa d'aria in campo non viscoso al variare della quota, della manetta e della velocità di volo.

Prese d'aria a spina centrale: condizioni di off-design, il buzzing **ed il suo calcolo.**

AERONAUTICA GENERALE

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.**

I METODI NUMERICI

METODI (INTEGRALI) DI STRATO LIMITE STAZIONARIO 2-D. Necessità delle chiusure (ottenute a partire da dati teorici e sperimentali).

Strato limite laminare. Il metodo diretto di Thwaites, parametri di Thwaites e loro significato, le correlazioni di chiusura. 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. Metodi di correlazione: metodo e-to-n (fissare un valore di n equivale a fissare la transizione), **le correlazioni di Michel e di Smith. Previsione ingegneristica della transizione. La transizione nei metodi RANS: le difficoltà attuali della CFD per la transizione, accoppiamento tra CFD e strato limite per la determinazione della transizione.**

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.

METODI PER CAMPI NON VISCOSI

Necessità di solutori numerici per campi sub-super-tran-sonici, basati sulla soluzione delle Equazioni di Eulero, dell'equazione di Laplace (metodi esatti) e metodi linearizzati (equazione di Prandtl-Glauert). Ridondanza della soluzione Euleriana in campo lineare sub-supersonico: i Boundary Element Methods, o metodi a pannelli.

METODI PER CAMPI NON VISCOSI INCOMPRESSIBILI: SOLUZIONI APPROSSIMATE 3-D.

Oltre le teorie di linea e superficie portante: metodi a reticolo di vortici per configurazioni arbitrarie. Il ruolo della Teoria del Punto Neutro Posteriore. Il metodo Vortex Lattice per valutare il carico sulla forma in pianta (anche lungo i profili!).

La previsione del campo di moto a valle dell'ala per il corretto del piano orizzontale.

METODI PER CAMPI NON VISCOSI INCOMPRESSIBILI: SOLUZIONI ESATTE

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 utilizzo di singolarità armoniche ed imposizione delle condizioni al contorno e di chiusura. 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 standard a pannelli di una geometria bidimensionale (segmenti univocamente definiti) o di una geometria tridimensionale (costruzione di pannelli quadrilateri e relative approssimazioni). **Ordini delle distribuzioni di singolarità e della descrizione della geometria.**

Induzione di velocità di una singolarità distribuita su un pannello in un punto arbitrario (nel riferimento intrinseco del pannello inducente); scelta di un punto di un pannello e proiezioni rispetto alla relativa giacitura, **le quattro matrici di influenza (coefficiente di influenza normale e tre componenti dell'induzione tangenziale). Struttura delle matrici per oggetti a più componenti (o parti).**

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. La resistenza indotta.

METODI A PANNELLI IN CAMPO 2-D

Induzione di velocità di una singolarità distribuita su un segmento in un punto arbitrario (nel riferimento intrinseco del segmento inducente); scelta di un punto di un pannello e proiezioni rispetto alla relativa giacitura, le due matrici di influenza, coefficienti di influenza normale e tangenziale. Applicazione al calcolo delle matrici di influenza di sorgenti distribuite uniformemente (od anche concentrate) sul cilindro discretizzato con quattro pannelli.

Il metodo Douglas-Neumann 2-D. Metodo a sorgenti per il campo non portante e 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).

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

METODI A PANNELLI IN CAMPO 3-D

Utilizzo delle doppie, condizioni di chiusura (si impone la condizione di Kutta su strisce), aspetti relativi alla scia e necessità di procedure iterative (i metodi a pannelli, esatti in 2-D, devono essere resi esatti in 3-D con tecnica iterativa; la soluzione di Prandtl per l'ala è approssimata). Determinazione della resistenza indotta.

Cenno ai metodi per il campo instazionario.

METODI A PANNELLI PER CAMPI SUPERSONICI. Le singularità supersoniche, metodi a pannelli unificati per campi sub/supersonici.

METODI PER CAMPI VISCOSI

CALCOLO AERODINAMICO DEI PROFILI ALARI: INTERAZIONE VISCOSO/NON VISCOSO (VII)

INTERAZIONE TRA FLUSSO ESTERNO E STRATO LIMITE.

I due semiproblemi per lo strato limite intorno ad un profilo.

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.

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.

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.

Calcolo della resistenza, le diverse modalità: formula di Squire-Young, integrazione superficiale.

Metodi di profilo equivalente in presenza di estese separazioni. Bolle laminari e loro dinamica. Alta portanza con estensione al post-stallo.

Soluzione non viscosa e soluzione reale. Modifica della la retta di portanza e e previsione della parte non lineare della curva di portanza. La polare dei profili. Dipendenza dello stallo dai numeri di Reynolds e Mach.

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.

INTRODUZIONE ALL'AERODINAMICA NUMERICA: PACCHETTI SW PER L'AERODINAMICA APPLICATA

Metodi integrali: il codice Xfoil, **fondamenti teorici**, descrizione ed utilizzo in campo non viscoso e viscoso, anche comprimibile.

Esistenza dello strato limite instazionario ed ipotesi di equilibrio dello strato limite in flussi instazionari. Il codice MSES.

Metodi CFD per flussi viscosi e non viscosi, stazionari ed instazionari. Soluzione delle equazioni di Eulero e Navier-Stokes.

Soluzione pseudo-stazionaria, metodi numerici Time-Consistent per lo studio di fenomeni instazionari, modelli viscosi RANS ed U-RANS. Impostazione di un calcolo instazionario: previsione di buzzing, buffet (e stallo d'urto).

Descrizione del SW ANSYS per la fluidodinamica. Applicazioni su profili in campo incomprimibile e comprimibile (lineare e non lineare, sub- e supersonico): pre-processing, generazione griglie di calcolo (strutturate e non, ibride), post-processing. Generazione di griglie Euleriane ed impostazione del calcolo (bassa velocità, campo transonico e supersonico). Generazione di griglie ed impostazione di un calcolo laminare o turbolento a bassa velocità ed alta velocità, con transizione libera o fissata: **il concetto "Fully Turbulent"**.

Moderni indirizzi in Aerodinamica Numerica applicata alla Fluidodinamica ed al volo.

METODI SEMIEMPIRICI DI AVANPROGETTO (ESDU, DATCOM, SCHRENK)

Polare di avanprogetto: metodo NASA.