

**LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE
CORSO DI AERODINAMICA DEGLI AEROMOBILI PER L'ANNO ACCADEMICO 2018-2019**

CARLO de NICOLA - denicola@unina.it - t. 081 7682157 – Piazzale Tecchio 80, Napoli, Corpo Torre, quarto piano

Mercoledì 24 di aprile 2019

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

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

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

CERTIFICAZIONE ANSYS. La prossima seduta di certificazione sarà martedì 30 di aprile 2019, dalle 14, a Piazzale Tecchio. È possibile certificare l'attività fino al giorno dell'esame (e anche dopo...). Potete richiedermi l'appuntamento via mail. Per qualunque questione rivolgetevi a me, in forma e con modalità come da AVVISI.

RICEVIMENTO. Ricevo su appuntamento: data ed orario sono da stabilire via mail. Per le spiegazioni occorre che abbiate disponibile il testo che tratta l'argomento e gli appunti presi a lezione.

MEMENTO: LA LEGGE NON AMMETTE IGNORANZA. Recenti impicci in sede di esame mi inducono a suggerire ai potenziali esaminandi di tenere ben presente quanto contenuto nei due AVVISI prima di rispondere all'appello. In tal senso ecco...
ALCUNI FONDAMENTALI PROPEDEUTICI SUI QUALI REGISTRO CARENZE:

- **INGEGNERIA.** L'analisi dimensionale. Unità di misura e dimensioni delle grandezze fisiche. Le cifre significative.
- **FLUIDODINAMICA.** Il tensore degli sforzi. Le onde d'urto. Condizioni di ristagno e condizioni critiche, il moto adiabatico isentropico unidimensionale in condotti a sezione variabile.
- **AERODINAMICA APPLICATA** alle alte (e basse...) velocità di volo: l'area di cattura, il comportamento dei profili per il volo supersonico.
- **AERONAUTICA GENERALE.** Autonomie (Breguet). Le quote di tangenza. Comandi primari: gli alettoni. Diagramma di manovra ed inviluppo di volo.

A PROPOSITO DELLE TRAGEDIE DEL BOEING 737 MAX IL PENSIERO DI Ada È:

“Un indizio è un indizio. Due indizi fanno una prova”. Consultate pure gli articoli relativi riportati sul sito aian.unina.it

DIFFIDO I FRUITORI DI QUESTO AVVISO a dare in futuro credito ad informazioni riguardanti la vita accademica -per gli aspetti legati a questa Cattedra- provenienti da qualsivoglia sito od entità collegati ad istituzioni parastudentesche. E questo in analogia con l'utilizzo di materiale didattico proveniente da entità non ufficiali e non indicate in questo AVVISO.

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

http://firenze.repubblica.it/cronaca/2017/02/04/news/firenze_la_lettera_dei_600_docenti_universitari_al_governo_molti_studenti_scrivono_male_intervenite_-157581214/?ref=HRER3-1 . Nel nostro piccolo, contribuiamo tutti a migliorare.

HO RILASCIATO IL FILE AIRPRESS_97 come oggetto di consultazione da parte vostra. I contenuti non entrano nel programma, ma mi sembrano centrali per aiutarvi a comprendere meglio la vostra collocazione futura, oltre l'esame ed oltre la laurea.

TUTTE LE INFORMAZIONI che possono riguardare me le troverete su questo AVVISO oppure su http://wpage.unina.it/denicola/AdA/AdA_Ingegneria.pdf

Prima di mettervi in contatto con me -via mail oppure venendo a ricevimento- leggete, interpretate ed applicate i contenuti degli Avvisi: la cosa sarà utilissima a risparmiare il vostro ed il mio tempo! Non uso rispondere a lettere su questioni trattate negli Avvisi: per evitare dubbi inserite l'opzione di ricezione di ritorno, e se non rispondo venite a ricevimento. Per tutto quanto connesso agli studi e non contemplato su wpage.unina.it/denicola/AdA (secondo casistica abbiamo piano di studi, ansia da esami e depressione, nuove idee, iniziative) usate la posta elettronica per un appuntamento.

IL MATERIALE DIDATTICO

- Il testo del prof. Losito 'Fondamenti di Aeronautica Generale', Accademia Aeronautica, 1983, in copia autorizzata
- In <http://wpage.unina.it/denicola/AdA/DOWNLOAD/> abbiamo
 - **Gli appunti del corso**
 - Materiale Lezioni Xfoil.zip che contiene il SW Xfoil 6.96 per Windows ed una cartella con due profili, non generabili automaticamente con Xfoil, per mostrare il format dell'I/O
 - Materiale per il corso di AERODINAMICA NUMERICA
 - [Appunti AdA 2014 2015.pdf](#) (20Mb): si tratta della versione 2014-2015 degli Appunti
 - **Il testo di Mingione e G., Barocco, M., 2005, 'Il volo in condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio', IBN Editore, in copia autorizzata, per chi è interessato al problema della certificazione a ghiaccio**
- Sul link <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/> giace il SW AVL
- La versione del SW ANSYS per la didattica giace sul sito ansys.com

Tenete sempre ben presente che si trova in giro -a pagamento- una quantità di fascicoli, impropriamente intitolati al corso od a qualche sua parte, che in copertina presentano il mio nome. Disconosco qualunque rapporto con questo materiale, il cui uso può essere deviante rispetto ad una corretta preparazione in AdA: non mancano precedenti in tal senso...

ACRONIMI. CAD: Computer Aided Design – CFD: Computational Fluid Dynamics – NS: Equazioni di Navier-Stokes – RANS: Reynolds Averaged NS – TdP: Teoria di Prandtl (ala!) – TEP: Teoria dell'Elemento di Pala – PNP: Punto Neutro Posteriore – SWBLI(C): Shock Wave-Boundary Layer Interaction (Control) -TG: Teoria Globale - TPS: Teoria di Glauert del Profilo Sottile – VII: Interazione Viscoso/Non Viscoso – VLM: Vortex Lattice Method

ARGOMENTI PROPEDEUTICI FONDAMENTALI, TRATTATI NEI CORSI DELLA LAUREA IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE DELL'UNIVERSITA' FEDERICO II:

- un modello di atmosfera
- modelli fluidodinamici, le relative equazioni ed il processo di adimensionalizzazione, i numeri caratteristici – profili: TPS e relative soluzioni – ala: TdP e 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.

APPLICAZIONI DI AERODINAMICA NUMERICA: I SW Xfoil, AVL, ANSYS. La capacità di utilizzo di questi SW è parte integrante del programma, ed “impegna” uno dei nove crediti del corso.

In particolare, la capacità dell'allievo ad operare con il SW ANSYS potrà essere certificata, a richiesta, prima dell'esame: in assenza di certificazione ANSYS il voto d'esame è limitato a 26. L'allievo presenterà la relazione sull'attività da lui svolta; dopo l'approvazione della relazione l'allievo sarà invitato sostenere la prova pratica per verificare l'abilità ad operare sul SW ANSYS. La certificazione non ha voto. L'allievo potrà richiedere il relativo Attestato dopo il superamento dell'esame. Chi necessita di assistenza didattica mi informi preventivamente, e poi venga a ricevimento portando con sé l'attrezzatura necessaria.

IL LAVORO A CASA: ESERCIZI ED ELABORATI MONOGRAFICI. Questa voce interessa solo gli allievi che hanno voglia, tempo e capacità: essi possono svolgere a casa esercizi oppure elaborati monografici. La cosa è ovviamente consigliabile per la preparazione in sé, ed anche in vista dell'esame (per superare il quale è fondamentale la capacità di applicazione numerica): il lavoro a casa sarà utilizzato nella valutazione dell'esame. Il lavoro non sarà corretto da me: a ricevimento si farà un controllo sommario per l'ammissibilità alla **CONVALIDA**.

- **LA CONVALIDA.** All'esame il lavoro sarà preso in considerazione se convalidato dal corpo dei docenti dopo presentazione pubblica, in sedute che saranno tenute, a richiesta, fino a poco dopo la conclusione del corso; durante la presentazione, od anche all'esame, potranno essere richieste ulteriori calcolazioni in tempo reale. La convalida non ha scadenza. Un lavoro svolto in modo compiuto potrà essere sottoposto a valutazione e convalida direttamente all'esame.
- **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.

===== 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.

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
- le conclusioni

indicando gli strumenti (tecnici, informatici o scientifici) utilizzati per lo sviluppo e la stesura.

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.

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

- i risultati numerici vanno riportati con la giusta accuratezza: porre ESTREMA attenzione all'aspetto delle cifre significative
- ogni rappresentazione grafica deve essere pertinente
- riportare sempre il sommario dei risultati in quadri sinottici od in opportuni grafici
- **FIGURE/DIAGRAMMI.** Figure in bianco, nero e toni di grigio (immagini e foto riprese da sorgenti bibliografiche, compresa la rete, potranno essere a colori). Inserire nel testo oppure alla fine, numerando e spaziando per bene, nel rispetto e con indicazione delle scale, con una legenda esauriente (=con tutte le indicazioni), senza sovrapporre la legenda ai grafici, usare simboli adeguatamente grandi. Il formato deve essere umano e l'assetto verticale. Ogni risultato in figura va commentato (nel testo od anche in didascalia). Il Cd/CD va misurato in Drag Count e parte sempre da zero (lo stesso vale per la resistenza), ingrandire le polari nelle regioni di bassa resistenza
- Il disegno del profilo: **LE SCALE (!)**, produrre una figura della larghezza utile della pagina, il tratto deve essere "corretto"
- 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
- non è necessario (ma 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"
- **CFD.** Le scale in toni di grigio. Congruità dei confronti con Xfoil: parità di Cl, rispetto dei limiti di validità.
- Scrivere sempre "numero di" Mach/Reynolds e non "Mach/Reynolds"

PRESENTAZIONE. Esercizi ed elaborati vanno presentati in un fascicolo non rilegato, indicando in copertina cognome, nome e matricola, insieme all'elenco di tutti gli esercizi in sviluppo o già convalidati, e riportando in seconda pagina le **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).

CONTROLLO E CORREZIONE. Io controllo e correggo solo testi -parziali o completi- purché già scritti in una forma definitiva (i.e., non in bozza). Ovviamente il proponente procederà ad una preliminare autoverifica anche (e soprattutto) per gli aspetti formali... Interromperò il controllo di un esercizio alla prima violazione di una delle regole sopra riportate. È possibile sottopormi via mail il testo da controllare (in formato .pdf, dimensione <500kb).

===== **GLI ELABORATI MONOGRAFICI PROPOSTI E GLI ESERCIZI SUGGERITI** =====

ELABORATI MONOGRAFICI

1. IL RIENTRO ATMOSFERICO (n. 3 allievi)

ESERCIZI SUGGERITI

1. L'AERODINAMICA –NON VISCOSA E VISCOSA– DEL PROFILO ALARE ALLE BASSE VELOCITÀ DI VOLO. 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'allievo

- scelga un profilo non simmetrico, verificando che non sia contenuto nella TABELLA I e che non appartenga alle famiglie Althaus (AH), Clark, Curtis(s), Davis, Drela, Eiffel, Eppler (E), Gottingen (GOE), Martin Hepperle (MH), NACA, N-..., NREL, Quabeck (HQ), RAF, Rolf Girsberger (RG), Rutan, Selig-Donovan (SD), Somers (S), TSAGI, USA, Wortmann: è indispensabile (ed utile!) scegliere profili veloci (per il volo transonico o per l'alto subsonico);
- mi sottoponga quindi per l'approvazione l'identificativo del profilo, senza figure o dati tecnici (magari verifichi ed indichi l'utilizzo operativo del profilo);
- proceda alla disegnazione tecnica;
- EVENTUALMENTE generi il CAD dell'ala infinita corrispondente al profilo, studi l'anatomia del profilo ricavando spessore e linea media, forme del bordo di attacco e del bordo di uscita, valutando quindi i risultati della TPS ($C_{l\alpha}$, α_{id} , α_{zl} , C_{mf});
- tratti l'Aerodinamica Non Viscosa ad assetti piccoli e medi: soluzione in campo Euleriano incomprimibile operando a diversi significativi valori di C_l , anche non piccoli (in particolare, a $C_l = 0$, $C_l = 0.5$, $C_l = 1.0$, $C_l = 1.4$, $C_l = -1.0$);
- individui il centro aerodinamico;
- EVENTUALMENTE evidenzi la regione di spinta intorno al bordo di attacco (ad alti angoli di attacco);
- individui in qualche modo il valore di $M_{\infty cr}$ in funzione di C_l ($-1 < C_l < 1$, il relativo diagramma di $M_{\infty cr}$ va da 0 a 1 nel piano $M_{\infty} - C_l$);
- evidenzi gli effetti della comprimibilità lineare (in similitudine) rimanendo nel giusto limite (i.e., non andate in campo transonico!);
- EVENTUALMENTE valuti gli effetti della deflessione di parte del profilo, sia come flap che come alettone, evidenziando il cambiamento di α_{zl}
- La soluzione in campo viscoso incomprimibile: effetti di scala (numero di Reynolds), di n (turbolenza, rugosità, vibrazioni), imposizione della transizione forzata. Le bolle (detezione, evidenziazione e caratteristiche). Le polari: si parta sempre da $C_d=0$, e si ingrandisca adeguatamente l'intervallo di bassa resistenza.
- EVENTUALMENTE si sviluppino calcoli viscosi in condizioni di alta portanza, analizzando anche lo sviluppo dello strato limite. Studiare l'effetto della turbolenza asintotica, oltre a verificare l'effetto che si ha se si fissa la transizione. Analizzare la condizione di stallo presunto al crescere del numero di Reynolds: in particolare, verificato l'aumento di C_{lmax} e dell'angolo di stallo, studiare la struttura dello strato limite per comprendere il meccanismo della modifica della prestazione del profilo. Verificare i modelli semiempirici di stallo.
- EVENTUALMENTE si studi il degrado delle prestazioni simulando la presenza di ghiaccio mediante una opportuna deformazione del bordo di attacco.
- EVENTUALMENTE oltre al profilo scelto lavori su un profilo della Sesta Serie NACA laminare (richiedendone a me l'assegnazione), tenendo bene in conto gli assetti caratteristici della sacca laminare. Nello sviluppo dell'esercizio eviti di replicare i calcoli già fatti per il profilo-non-laminare (CAD, TPS, spinta, comprimibilità, bolle, Re, N, alettone/flap, ghiaccio et al.): si limiti solo all'indagine, potenziale e viscosa, per evidenziare le differenze comportamentali in sacca e fuori sacca e l'andamento del numero di Mach critico inferiore (e magari il tipo di stallo).

TABELLA I - PROFILI DA NON SCEGLIERE
(qui sono indicati in grassetto i profili assegnati per questo anno accademico)

Apex 16	EH 1.0/7.0	Lockheed C-141 BL610.61	NLR-1T
ATR	EH 1.0/9.0	Lockheed C-141 BL761.11	NLR-7223-43
August 160	EH 1.5/9.0	Lockheed C-141 BL958.89	NLR-7223-62
Boeing 103	EH 2.0/7.0	Lockheed Georgia Supercritical	NLR-7301
Boeing 106	EH 2.0/10	Lockheed L - 188 ROOT	NPL (ARC CP 1372)
Boeing B29 root	EH 2.0/12	Lockheed L - 188 TIP	NPL 9510
Boeing B29 tip	EH 2.5/10	MRC-16	NPL 9615
Boeing b707a	EH 3.0/12	MUE 139	NPL 9626
Boeing b707b	Eiffel 385	NASA/AMES A-01	NPL 9627
Boeing b707c	Falcon	NASA/AMES A-02	NPL 9660
Boeing b707d	GIII BL0	NASA/AMES A-03	NREL S801
Boeing b707e	GIII BL45	NASA/LANGLEY LS(1) 0413	NREL S826
Boeing b737a	GIII BL75	NASA/LANGLEY MS(1)-0313	NREL S829
Boeing b737b	GIII BL86	NASA/LANGLEY MS(1)-0317	ONERA HOR12
Boeing b737c	GIII BL126	NASA/LANGLEY NLF(1)-0115	ONERA OA206
Boeing b737d	GIII BL145	NASA/LANGLEY NLF(1)-0215F	ONERA OA209
Boeing BACXXX	GIII BL167	NASA/LANGLEY NLF(1)-0416	ONERA OA212
Boeing J	GIII BL207	NASA/LANGLEY NLF(1)-1015	ONERA OA213
Boeing KC-135 BL124.32	GIII BL288	NASA/LANGLEY RC-08(N)1	P-51D TIP
Boeing KC-135 BL52.44	GIII BL332	NASA/LANGLEY RC-10(B)3	PW106
Boeing KC-135 BL200.76	GIII BL369	NASA/LANGLEY RC-10(N)1	PW51
Boeing KC-135 BL351.6	GIII BL387	NASA LRN 1015	PW1211
Boeing KC-135 Winglet	GIII BL430	NASA RC(4)-10	PMC19 Smoothed
Boeing-Vertol VR-1	GIII BL450	NASA RC(5)-10	R140 Quickee 500
Boeing Vertol V13006-.7	Grumman K-1	NACA SC(2) 0403	RAE 2822
Boeing-Vertol VR-7	Grumman K-2	NASA SC(2)-0404	RAE 5214
Boeing-Vertol VR-8	Grumman K-3	NASA SC(2)-0406	RAE 5215
Boeing-Vertol VR-9	Hawker Tempest 37%	NASA SC(2)-0606	RAE6-9CK
Boeing-Vertol VR-11X	Hawker Tempest 61%	NASA SC(2)-0410	RAE(NPL) 5212
Boeing-Vertol VR-13	Hawker Tempest 96.77%	NASA SC(2)-0412	RAE(NPL) 5213
Boeing-Vertol VR-14	Hobie Hawk	NASA SC(2)-0414	Republic S-3
Boeing-Vertol VR-15	ISSOIRE APM 20	NASA SC(2)-0503	Rhode St. Genese 30
Cast 10-2/DOA 2	LDS-2	NASA SC(2)-0518	Rhode St. Genese 32
DAE-21	Leon Kincaid K331	NASA SC(2)-0610	Sikorsky GS-1
DAE-31	Lg10sc	NASA SC(2)-0612	Sikorsky SSC-A07
Davis	Lockheed C-5A BL0	NASA SC(2)-0614	Sikorsky SSC-A09
DF 101	Lockheed C-5A BL488.2	NASA SC(2)-0706	SM701
DF 102	Lockheed C-5A BL576	NASA SC(2)-0710	Somers S102 (SHARP)
DFVLR R-4	Lockheed C-5A BL758.6	NASA SC(2)-0712	USNPS4
Dornier A-5	Lockheed C-5A BL1256	NASA SC(2)-0714	WASP
Douglas LA203A	Lockheed C-141 BL0	NASA SC(2)-1006	WB-135/35 13.5%
DSMA-523A	Lockheed C-141 BL113.6	NASA SC(2)-1010	WB-140/35/FB 14%
DSMA-523B	Lockheed C-141 BL426.57		Whitcomb SC

2. L'AERODINAMICA NON VISCOSA DEL PROFILO ALARE ALLE ALTE VELOCITÀ DI VOLO. L'allievo mi richieda la geometria di un profilo per il volo supersonico. Quindi

- determini il $M'_{\infty cr}$ in funzione di α , da -8° a $+8^\circ$, con passo 2° (il relativo diagramma nel piano M_∞ - α parte da $M_\infty=1$);
- EVENTUALMENTE per $M_\infty = 3$ e $\alpha = 0$, alla quota di 10000 m., determini il campo di moto attorno al corpo, i coefficienti di forza e momento, le forze, i momenti, il centro di pressione, il centro aerodinamico, il campo di moto a valle;
- EVENTUALMENTE, variando α e/o M_∞ determini curve di portanza, polari non viscosi e campi di moto.

3. L'AERODINAMICA DELL'ALA E DEL VELIVOLO. L'allievo scelga un velivolo con ala dritta oppure con ala a freccia, verificando che non sia già indicato nella TABELLA II e controllando che tra i dati ci sia il trittico e qualcosa che consenta di conoscere le velocità minime di volo (un riferimento sono i volumi del Jane's All World Aircrafts), e determinando quindi sempre il (i) $C_{L,max}$ del velivolo. Mi sottoponga quindi la sua scelta per l'approvazione (senza inviare figure o dati tecnici). L'esercitazione sarà sviluppata come segue.

- Si riporti il trittico e tutti i dati trovati, tecnici e non tecnici (anche storici).
- EVENTUALMENTE si generi il CAD dell'ala (o del velivolo...).
- Si generi la forma in pianta dell'ala prolungandone i bordi di attacco e di uscita nella regione della fusoliera.
- Si calcoli la distribuzione del carico addizionale e del C_l lungo l'ala con il metodo di Schrenk: si effettui prima la costruzione geometrica dell'ala ellittica equivalente, controllando l'equivalenza delle aree, determinando quindi il carico ed infine il C_l (si renda la forma in pianta dritta se il velivolo scelto ha l'ala a freccia).
- EVENTUALE ATTIVITÀ SUL METODO DI MULTHOPP (Area di DOWNLOAD: Multhopp_2016.zip):
 - si convalidi il codice multhopp.m (mediante la soluzione di Schrenk e l'ala ellittica);
 - lo si applichi per il carico addizionale, basico ed antisimmetrico (e quindi per carichi di manovra), ipotizzando plausibili leggi di svergolamento o di deflessione degli alettoni, verificando i cambiamenti della polare indotta (indicando i valori del fattore di Oswald e della resistenza indotta a portanza nulla);
- EFFETTO DELLA FRECCIA. Carico alare effettivo secondo Pope & Haney a $C_L=1$ (!). Se l'ala del velivolo scelto è dritta si assegni un opportuno angolo di freccia.
- Si applichi il codice AVL sull'ala, sul velivolo parziale e sull'intero velivolo: si trattino le curve di portanza, le polari indotte (indicando i valori della resistenza indotta a portanza nulla), le derivate di stabilità.
- PRESTAZIONI DEL VELIVOLO SECONDO L'EQUAZIONE FONDAMENTALE DEL VOLO E LA TEORIA GLOBALE. Si determini 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. In funzione di quota, peso e velocità si valutino poi C_L , C_{Di} , la resistenza indotta, la deviazione (globale) e la componente di velocità verticale impresse all'aria. Si presti la dovuta attenzione alle cifre significative.
- EVENTUALE SVILUPPO DELLA STRIP THEORY. Interfacciamento di un solutore non viscoso 3-D con il codice Xfoil per la ricostruzione, in assegnate condizioni di volo, dello strato limite sulle superfici caricate.

TABELLA II – VELIVOLI DA NON SCEGLIERE
(qui sono indicati in grassetto i velivoli finora assegnati per questo anno accademico)

Aermacchi MB-326	BNG BN2T Defender	Dassault Falcon 900EX	Lockheed S-3 Viking
Aermacchi MB-339	BNG BN2T Islander	Dassault Falcon 2000	Maule MX-7 160
Aermacchi SF-260	Boeing 717-200	Diamond DA20-C1	McDonnell D. AV-8B Harrier II
Aero L159	Boeing 737-400	Douglas DC-8-72	McDonnell Douglas MD-80
Aeroprakt A-27M	Boeing 737-800	Dyn' Aero MCR4S	MIG 29
Aerostyle Breezer	Boeing 747-100	Elitar IE-101	Murphy Maverick
Aeropro Eurofox	Boeing 747-200	EM 10 Bielik New Concept-02	Murphy Rebel
Aerostar FJ-100	Boeing 757-200	Embraer 120	NLA AC-500
Airbus A300-600	Boeing 767-300	Embraer 175	P-230 Panda
Airbus A310-300	Boeing 777-300ER	Embraer 190	P51 Mustang
Airbus A310 MRTT	Boeing 787	Embraer 195	P57 Fachiro
Airbus A318	Boeing B52	Embraer 314 Super Tucano	Panavia PA-200 Tornado
Airbus A319	Bombardier BD-700 Global Express	Evektor EV-55 Outback	Partenavia P.66C Charlie
Airbus A320	Bombardier Challenger 300	Evektor SportStar	Piaggio P-180
Airbus A321	Bombardier Challenger 350	Fairchild Dornier 928	Pilatus PC-6 B24
Airbus A330-200	Bombardier CS300	Fairchild-Rep. A-10 Thund. II	Pilatus PC-21
Airbus A330 MRTT	Bombardier Dash 8 Q300	Fly Synthesis Storch	Piper PA-28
Airbus A340-200	Bombardier Dash 8 Q400	Fly Synthesys Texan	Piper PA-38 Tomahawk
Airbus A340-300	British Aerospace BAe-146-100	Fokker F50	Piper PA-46
Airbus A340-500	C-27J	Fokker F100	Piper Seneca II
Airbus A340-600	Canada DHC-6 Twin Otter	Gippsland GA200	Podesva Trener Baby
Airbus A350-900	Canadair CL-215	Gippsland GA8 Airvan	Saab 2000
Airbus A350-1000	Canadair CL-415	Glasair III	Saab 340B
Airbus A380	CAPRONI Ca.133	Grob G 120A-I	SAI G-97
Airbus A400M	Caravelle SE 210	Grumman F4F-4 Wildcat	Sky Arrow
Air Tractor AT 301	Cessna 150	Gulfstream G100	SlipStream Genesis
Air Tractor AT 401B	Cessna 152	Gulfstream G150	Socata TB 21 Trinidad GT
Air Tractor AT-502B	Cessna 162 Skycatcher	Gulfstream G400	Steadfast Noon 14
Air Tractor AT-504	Cessna 170B	Gulfstream G450	Sukhoi Superjet 100
Air Tractor AT-602B	Cessna 172S	Gulfstream G650	TECNAM P92
Air Tractor AT-802B	Cessna 172 Skyhawk	Gulfstream III	TECNAM P96
Alpha 120T	Cessna 177RG Cardinal	Gulfstream V	TECNAM P2002 JF
Alpi Pioneer 300	Cessna 180 Skywagon	Harbin Y-12	TECNAM P2004 Bravo
American Champion Citabria	Cessna 182T Skyline	Hawker 400XP	TECNAM P2006T
Antonov An-124	Cessna 208 Caravan 675	Hawker Siddeley HS 125	TECNAM P2008
Antonov AN-140	Cessna 525 Citation CJ1	Hughes H-4 Hercules	TECNAM P2010
ATR 42	Cessna 525B Citation CJ3	IBIS Ae 270 Spirit	TECNAM P2012
ATR 72	Cessna 550 Citation II	Ilyushin Il-103	Technoavia SM92 Finist
AVA-202	Cessna 560 XL Citation	Ilyushin Il-114	Tupolev TU-204
Avocet Projet	Cessna 650 Citation VII	Jabiru J160	Tupolev Tu-334-100
BAe RJ100	Cessna 680 Citation Sovereign	Jabiru J200	Viper Jet
Beechcraft 390 Premier I	Cessna Citation Mustang	Lancair Super ES	Van's Aircraft RV-4
Beechcraft 1900	Cessna Grand Caravan Ex	Learjet 75	Van's Aircraft RV-14
Beechcraft Baron 58P	Cessna P210N	Let L-610	Vulcanair V1.0
Beechcraft Bonanza G36	Cessna T303 Crusader	Lockheed C-5 Galaxy	VulcanAir A-Viator
Beechcraft King Air 350	Cessna Turbo Stationair HD	Lockheed C-130	VulcanAir P68
Beechcraft Musketeer	Cirrus SR22	Lockheed C-141A Starlifter	Zenith STOL CH 701
Beechcraft T-6 Texan II	CSIR Saras	Lockheed L-1011	Zenith SLOT CH 750
	Dassault Falcon 200	Lockheed Martin F-16	

===== LE LEZIONI =====

LUNEDÌ 24/9/2018 – 2 h

Assegno: Cap. 1 dal testo del prof. Losito.

Forza aerodinamica e terne di riferimento.

Il campo di moto astratto modellato come 2-D, di impossibile realizzazione a causa della turbolenza (che è 3-D).

Profilo alare: definizione, “regole” di designazione, il paradossale funzionamento del profilo in campo non viscoso alle basse velocità di crociera, campo di moto e linee di corrente (le “particelle di aria” lambiscono le superfici senza urtarle, nemmeno nei punti di ristagno), punti caratteristici (Fuoco e Centro Aerodinamico), inferenza della TPS.

Il coefficiente di pressione, i numeri di Mach e Reynolds. Che si intende per “velocità del suono”: la propagazione dei piccoli disturbi come adattamento dei campi di moto alle condizioni reali (in Modellistica: condizioni al contorno). Che si intende per moto non viscoso (astratto).

MERCOLEDÌ 26/9/2018 – 4 h

Profilo alare: diagrammi della pressione significato dell’area, cresta, punto di ristagno, andamenti al bordo di uscita, gradienti di pressione, il Centro di Pressione. Effetto di spessore ed angolo di attacco: esempio dell’ellisse, i due casi particolari. Anatomia, i profili delle prime serie NACA. Effetto della curvatura.

AERODINAMICA NUMERICA: L’uso del SW XFOIL per flussi Euleriani (lezione a cura dell’ing. Angelo VITIELLO).

MERCOLEDÌ 26/9/2018 – 6 h

Una mappa della modellistica in Aerodinamica Applicata. Il Modello Stazionario Incomprimibile Non Viscoso ed Irrotazionale, l’equazione di Laplace.

Un cenno al moto viscoso: la resistenza di attrito del profilo in condizioni di crociera, la polare di resistenza, polari esotiche.

Unità di misura della resistenza.

Il concetto di strato limite contrapposto al concetto di flusso ovunque viscoso.

Cenno ad una “Regola dei tre 15”.

Alta velocità e comprimibilità. L’esigenza dell’alta velocità, il concetto di ala infinita a freccia. Il moto in crociera alle velocità non basse: effetti in similitudine, la condizione critica, definizione di numero di Mach critico inferiore. Prolungamento della soluzione incomprimibile al campo di Prandtl-Glauert: richiamo della similitudine.

L’Esercizio 1 – limitazione a flussi Euleriani.

LUNEDÌ 1/10/2018 – 8 h

Questioni “anemometriche”: lastra piana e cilindro.

Propagazione dei disturbi in un fluido. Piccoli disturbi a bassa velocità (esempi vari). Il caso instazionario (esempio dell’alettone), fisica e modellistica: vogliamo farne un’applicazione SW? Grandi disturbi, le onde d’urto, l’abbaco d’urto.

Il moto ideale in condotti a sezione costante o variabile.

Il moto in crociera alle velocità non basse: applicazione della similitudine.

MERCOLEDÌ 3/10/2018 – 10 h

Il coefficiente di pressione.

Il piano della comprimibilità.

Determinazione del numero di Mach critico inferiore. Flussi subsonici.

Abbaco d’urto. Il numero di Mach critico superiore, definizione e calcolo. Flussi supersonici. Esiste un potenziale di velocità in presenza di onde d’urto?

MERCOLEDÌ 3/10/2018 – 12 h

Il campo supersonico. Un cenno al campo ipersonico.

L’Esercizio 2.

Il campo transonico. Flussi transonici a partire da condizioni asintotiche subsoniche e supersoniche.

Partizione (completa) del semipiano della comprimibilità; barriera di buffet.

AERODINAMICA NUMERICA: L’uso del SW XFOIL per modificare le forme dei bordi di attacco e di uscita (Droop Nose ed alettone/flap) - lezione a cura dell’ing. Angelo VITIELLO.

LUNEDÌ 8/10/2018 – 14 h

Resistenza di pressione: la resistenza in campo non viscoso comprimibile. “Delicatezza” delle misure di resistenza di pressione.
Il concetto di carico aerodinamico: il caso del profilo, il profilo sottile, decomposizione. Profili laminari delle serie NACA.
Campo transonico: il Principio di Indipendenza dal numero di Mach.
Aumento del numero di Mach: coefficienti di resistenza e portanza in campo non viscoso.
Profili per il campo transonico: profili supercritici (anche moderni), utilizzo dei profili laminari in campo transonico.

MERCOLEDÌ 10/10/2018 – 16 h

Lo spostamento del centro aerodinamico al crescere del numero di Mach ed il relativo impatto sulla progettazione.
Dal profilo all’ala ed al velivolo: il carico alare, decomposizioni. Modellistica semplice per la resistenza indotta: esegesi della TdP per l’ala, estensione di Weissenger all’ala a freccia.

MERCOLEDÌ 10/10/2018 – 18 h

Alcune proprietà dell’ala a freccia (distorsioni del campo di moto, la cosiddetta “legge del coseno”).

LUNEDÌ 15/10/2018 – 20 h

Burt Rutan? E Snoopy?
Ala “diritta”: esegesi del Metodo di Multhopp, il Metodo di Schrenk.
Accoppiamento di metodi 2-D e teorie alari: Strip Theory.
Ala a freccia. Semplicisticamente, dovrebbe valere una legge del “coseno quadrato”: compensazioni della riduzione della pressione dinamica efficace.
Tutte le proprietà semplici della freccia.

MERCOLEDÌ 17/10/2018 – 22 h

Velivolo parziale, impennaggi e velivolo completo. Perché molti aerei devono essere asimmetrici rispetto alla mezzeria? Il velivolo monomotore, i problemi del velivolo plurimotore.

MERCOLEDÌ 17/10/2018 – 24 h

Effetto della freccia sulla stabilità latero-direzionale. Effetto del diedro.
Distorsione dei carichi su ala a freccia.
Il metodo di Schrenk per il carico addizionale, estensione di Pope- Haney all’ala a freccia.
Richiami: la Teoria Cinetica, l’Ipotesi del Continuo, dal moto particellare al campo di moto.

LUNEDÌ 22/10/2018 – 26 h

Moti laminari, turbolenti, transizionali.
Un risultato della Teoria del Profilo Sottile: il Punto Neutro Posteriore. Generalizzazione della TdP alle configurazioni: il Metodo Vortex Lattice.

MERCOLEDÌ 24/10/2018 – 28 h

Il paradosso per la resistenza della lastra piana e la forza di spinta del bordo di attacco.
Lo strato limite in campo incomprimibile: struttura, il profilo di velocità, il fenomeno della transizione. Lo strato limite sulla lastra e l’approssimazione al bordo d’attacco rispetto alle NS. Il difetto di massa e lo spessore di spostamento: il concetto duale di traspirazione. Difficoltà sperimentali a misurare grandezze di strato limite. La rugosità superficiale.

MERCOLEDÌ 24/10/2018 – 30 h

I parametri che influenzano la transizione su lastra e sui profili. La separazione in campo 2D.
Il SW AVL (<http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>) per la determinazione dei carichi e delle derivate di stabilità di architetture complete o complesse; applicazioni (lezione a cura dell’ing. Nunzio NATALE). N.B.: Solita procedura per le lezioni che prevedono l’impiego di un PC.

LUNEDÌ 29/10/2018 – 32 h

Abbaco di Moody.

La transizione come evoluzione delle perturbazioni del flusso laminare verso l'instabilità, sotto il "controllo" degli effetti di scala e del gradiente di pressione. Una modellistica per la transizione: il metodo e-to-n.

Procedure per la trattazione dello strato limite su un profilo.

Effetti viscosi per flussi comprimibili: caso subsonico e supersonico.

MERCOLEDÌ 31/10/2018 – 34 h

I profili laminari della Sesta Serie NACA.

MERCOLEDÌ 31/10/2018 – 36 h

Struttura dello strato limite comprimibile. Il caso transonico: l'interazione tra onda d'urto e strato limite.

AERODINAMICA NUMERICA: L'uso del SW XFOIL per flussi viscosi (lezione a cura dell'ing. Angelo VITIELLO).

LUNEDÌ 5/11/2018 – 38 h

L'aerodinamica dei profili a bassa velocità. Angoli di attacco piccoli e medi. L'alta portanza: inferenza della separazione sulle prestazioni dei profili. Gli stalli di bassa velocità: qualità di volo e tipi di stallo, la mappa di Thain & Gault, effetti su portanza, resistenza e momento. Il pre-stallo del canard per evitare lo stallo dell'ala. Meccanica dello stallo convenzionale.

Corpi non aerodinamici: la resistenza di scia.

MERCOLEDÌ 7/11/2018 – 40 h

Profili alari. Il "gioco" tra transizione e separazione, le bolle laminari. Meccanica dello stallo dei profili laminari e dei profili sottili. Turbolatori.

Fluidomeccanica di base: considerazioni sul profilo di velocità. Caso laminare. Mescolamento turbolento e conseguenze, modifiche del profilo di velocità quando si attiva la turbolenza, vorticità nello strato limite (laminare e del "main flow" turbolento). Il concetto di "eddy viscosity": modellistica della turbolenza e modifica delle Equazioni di Prandtl. Laminarizzazione a parete di un moto turbolento, laminarizzatori e relativa applicazione. La corretta definizione del cosiddetto sottostrato laminare in base allo sviluppo trasversale della turbolenza.

MERCOLEDÌ 7/11/2018 – 42 h

Un caso di studio: il velivolo con 3 superfici portanti P180 di Piaggioaerospace, con interventi di addetti ai lavori invitati dall'AIAN, l'Associazione degli Ingegneri Aeronautici laureati presso l'Università di Napoli.

LUNEDÌ 12/11/2018 – 44 h

L'aerodinamica dei profili ad alta velocità: stallo d'urto, buffet.

Lo stallo dell'ala diritta ed a freccia: definizione di stallo convenzionale, il sentiero di stallo, una procedura di calcolo.

MERCOLEDÌ 14/11/2018 – 46 h

Sentiero di stallo dell'ala: il caso dell'ala svergolata. Il margine di sicurezza offerto dalla procedura.

Lo stallo del velivolo: inconvenienti causati dallo stallo di estremità.

L'aerodinamica di bassa velocità dell'ala a delta.

MERCOLEDÌ 14/11/2018 – 48 h

Ipersostentazione.

LUNEDÌ 19/11/2018 – 50 h

Regioni di flusso tridimensionale intorno agli aeromobili: giunzioni ali-fusoliera, winglet-ala, il Karman, la rampa della fusoliera, carrelli quando esposti, eccetera. Le interferenze aerodinamiche. Il flap di Gurney e la resistenza della fusoliera.

Lo strato limite 3-D.

Una Teoria Globale -TG- per portanza e resistenza indotta.

MERCOLEDÌ 21/11/2018 – 52 h

Considerazioni sulla TG: l'ala "infinita" (il profilo alare come macchina a fluido astratta), interconnessione con la TdP, l'ala a freccia.

Aerodinamica della propulsione: prese d'aria.

MERCOLEDÌ 21/11/2018 – 54 h

Aerodinamica della propulsione: prese d'aria.

LUNEDÌ 26/11/2018 – 56 h

Aerodinamica della propulsione: prese d'aria.
Cenni alla formazione di ghiaccio sui velivoli.

MERCOLEDÌ 28/11/2018 – 58 h

Cenni alla formazione di ghiaccio sui velivoli. Un cenno al campo conico.
Aerodinamica della propulsione: eliche.

MERCOLEDÌ 28/11/2018 – 60 h

Aerodinamica Numerica: l'uso del SW Ansys (lezione a cura dell'ing. Nunzio NATALE).

LUNEDÌ 3/12/2018 – 62 h

Aerodinamica della propulsione: eliche.

MERCOLEDÌ 5/12/2018 – 64 h

Aerodinamica della propulsione: eliche, effetti su fusoliera e piano verticale per il velivolo monomotore.
La proprietà di attrattore del carico ellittico.

MERCOLEDÌ 5/12/2018 – 66 h

Aerodinamica Numerica: l'uso del SW Ansys (lezione a cura dell'ing. Nunzio NATALE).

LUNEDÌ 10/12/2018 – 68 h

L'elemento di pala rappresentativo. Interazione elica-velivolo, aspetti funzionali sul velivolo: asimmetrie ed influenza sulle polari, P-factor, effetti giroscopici, velivoli plurimotori. Cenni sui modelli impulsivi più accurati e relativi rendimenti parziali: perdite rotazionali e viscosi, l'effetto del mozzo. Cenni di aeroacustica delle eliche.
L'ala a delta: massa addizionale apparente, prodromi e risultati della Teoria di Jones.
SWBLI(C).

MERCOLEDÌ 12/12/2018 – 70h

Sonic Boom e Regola delle Aree. Ali e configurazioni complete. Bordo di attacco sub/super-sonico.
Winglet.
Tempo di percorrenza delle particelle sul dorso e sul ventre di un cilindro.

MERCOLEDÌ 12/12/2018 – 72 h

I metodi a potenziale.

LUNEDÌ 17/12/2018 – 74 h

Aerodinamica Numerica: l'uso del SW Ansys. (lezione a cura dell'ing. Nunzio NATALE)

MERCOLEDÌ 19/12/2018 – 76 h

I metodi a potenziale.
Le Equazioni di Prandtl per lo strato limite.

MERCOLEDÌ 19/12/2018 – 78 h

L'Equazione di Von Karman, grandezze puntuali e grandezze integrali di strato limite.
Il metodo di Thwaites per lo strato limite laminare.
Metodi di interazione non viscoso/viscoso.

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

(le parti cancellate non sono state trattate)

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, GASDINAMICA, 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 in un fluido come modo di trasmettere le condizioni al contorno. 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: le fluttuazioni (che non coincidono con la velocità peculiare delle molecole, le quali “non esistono” più). Campi di moto macroscopicamente stazionari, moto laminare, turbolento, moto né laminare né turbolento, moto 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 medii e fluttuazioni in riferimento alla velocità di massa: 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, ~~decomposizione.~~ 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. I tre diversi tipi di carico: medio, di profilo, alare. 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: carico ellittico, la distribuzione desiderata della portanza e del coefficiente di portanza (due cose diverse), 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. Questione: esistenza (ed andamento) del potenziale per il flusso di onda d'urto, (ed 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, 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 (~~metodo delle trasformazioni conformi, ANALISI III~~). 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. Il problema della scia.

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. Il caso incomprimibile: equazione di stato, il significato di $M_{max} = .3$, il dubbio significato di $M_{\infty} < .3$. Dal moto iposonico al moto subsonico: la fisica della comprimibilità, differenti comportamenti dell'aria al crescere della velocità di volo e modifica delle equazioni di stato, 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: "Chuck" Yeager...), 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. Urto forte o urto debole o...? La Regola delle Aree per il campo transonico.

CAMPI SUPERSONICI. 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. Profili a bordo aguzzo per il volo supersonico: formazione dell'urto o degli urti obliqui di prua, altri urti, ventagli di espansione, campi i moto. Coefficienti aerodinamici, la Regola delle Aree (campo supersonico).

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 grandezze estensive 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 convenzione. Pendenza, la legge di Newton per lo sforzo tangenziale, pendenza e sforzo tangenziale a parete, coefficiente di attrito. Curvatura e flessi: dipendenza della forma del profilo di velocità dal gradiente di pressione. 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. ~~Visualizzazione del fenomeno della transizione: esperienza di Reynolds.~~ I disturbi "contenuti" in un campo di moto (fluttuazioni turbolente, vibrazioni, rugosità di una superficie, onde acustiche). Importanza degli sforzi viscosi nello stato limite laminare sulla possibile evoluzione di un disturbo: "annichilimento" dei disturbi e regione 2-D di assoluta stabilità, stabilità neutra, amplificazione, il fattore di amplificazione, significato dell'allocuzione 'e-to-n'. ~~Produzione di turbolenza in uno strato limite laminare.~~ Passaggio da moto laminare a moto turbolento: la regione di transizione, sua estensione (è possibile concentrarla in un punto?), il moto transizionale è di per sé un terzo tipo di moto, oltre lo schema laminare/turbolento, le transizioni sono intermittenti. Collegamento tra n e la tipologia delle perturbazioni presenti in uno strato limite laminare, inferenza dell'empirismo nella determinazione dell'insorgere della transizione. Imposizione della transizione in opportune regioni delle superfici aerodinamiche. La struttura del profilo di velocità come fattore fondamentale per 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 (compressibili 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 eliminarla.

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. Abbacchi 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 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. Un cenno al cosiddetto 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 $M_E > 1.25$.

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 incomprimibile, 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, incomprimibile 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 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. 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. ~~Un cenno all'effetto suolo.~~

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 (C_l). Legame tra carico e C_l . 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 e sua relazione con il fattore di Oswald. Possibilità di ottenere la stessa portanza con diversa resistenza indotta. Annullarsi del downwash a valle dell'ala infinita. Inferenza della TG con la TdP e correzione del Losito. Per l'ala a freccia il Modello Globale prevede la riduzione della portata d'aria efficace, con le dovute conseguenze (diminuzione della forza, quindi della portanza, per mantenere invariata a quale aumenterà la deviazione del tubo, e dunque la resistenza indotta). 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!).

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'allocatione 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, 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 svergolate.

~~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. Applicazione del Metodo di Multhopp.~~

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 incomprimibili 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: CENNI SUL 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 destra 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). La regola di Pope-Haney per lo spostamento dei carichi introdotto dalla freccia. Vantaggio (effetti di comprimibilità spostati a velocità più alte) e svantaggi: rispetto a un'ala destra l'ala a freccia è di più complessa progettazione, pesa (e costa) molto di più. Ala obliqua di Jones.

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.

PROFILI ALARI IN CAMPO VISCOSO: FUNZIONAMENTO E MODELLI

Importanza dello studio in ambito non viscoso. Flessi nella rappresentazione parametrica della distribuzione Euleriana di velocità (nel punto di ristagno, almeno...), le linee di corrente del dorso 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, limiti dell'estensione della retta di portanza e relazione con la prima separazione del flusso al bordo di uscita, progressivo avanzamento del punto di bassa velocità e curva di portanza: 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 choking 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. 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. Il calcolo del sentiero di stallo, interpretazione del metodo, dimostrazione della doppia sicurezza, limiti. 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 (...2018) nella previsione dello stallo, includendo i metodi CFD: ~~il metodo ingegneristico Douglas per il CL_{max} di una configurazione, anche complessa.~~

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

Lo stallo della configurazione: 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, giunzione tra ali (tutte) e fusoliera (ed anche tra winglet ed ala), supporti motore, il Karman e gli aspetti aerodinamici legati ai carrelli quando esposti, la rampa della fusoliera (effetto aerodinamico dell'angolo di slant di un oggetto affusolato, fenomeni di scia e resistenza di pressione).

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.

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

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

~~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.

Cenni sui dispositivi pneumatici. Jet Flap, macchine a sostentazione pneumatica. La spinta vettoriale: F-35B.

IMPIANTO PROPULSIVO

La "Ragione Sociale", i famosi quattro funzionamenti.

LE ELICHE (Appunti del corso: da 17.1 a 17.7, poi 17.15; testo del prof. LOSITO: Cap. IV)

La “Ragione Sociale”. 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. Un cenno alle eliche transoniche e supersoniche, storia e prospettive, è pensabile un'elica per il volo transonico o supersonico? Elica traente e spingente. Il punto fisso: impossibilità di impiegare la velocità di volo come fattore adimensionalizzante. Stato dell'arte dell'impiego della CFD in campo elicistico.

Impostazione della modellistica semplificata: ~~moto stazionario~~, il flusso assiale. 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. 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 carico sul disco, relazione con il rendimento del disco attuatore.

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

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

LE PRESE D'ARIA. Obiettivo: conoscenza di campo di moto e funzionamento di una qualunque presa d'aria a qualunque velocità e quota, per qualunque posizione della manetta, nella realtà e secondo il modello non viscoso.

La “Ragione Sociale”. Richiamo della modellistica unidimensionale, un cenno al campo conico. Funzione della presa d'aria, caratterizzazione in base al regime di moto. Prese d'aria 2-D, assialsimmetriche e miste. Parametri fondamentali: la velocità di volo, la quota, la manetta (la portata richiesta). Il variare delle condizioni di ristagno nel campo di moto. Area di Cattura e spillamento, ~~la resistenza additiva~~, rendimento, efficienza. Il concetto di strozzamento. La regolazione.

Dipendenza delle prestazioni dai parametri fondamentali.

Importanza delle prestazioni al di fuori delle condizioni di progetto. Aspetti progettuali funzionali (protezione da inghiottimento, il problema del ghiaccio). 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 geometria delle prese. Che significa “presa d'aria supersonica”? Esistenza di famiglie di prese d'aria in analogia con le famiglie di profili.

Un cenno alle caratteristiche delle prese d'aria iposoniche. Prese d'aria per il volo supersonico: importanza dell'urto normale e della sua locazione sulle prestazioni. Presa a Pitot, la regolazione. Presa d'aria convergente-divergente, il problema dell'avviamento.

Prese d'aria a spina centrale con compressione mista: funzionamento in condizioni di progetto, non univocità della soluzione progettuale, configurazioni a due o più urti, dipendenza delle prestazioni dal numero di urti, efficienza ottima di un sistema ad N urti.

Aspetti del funzionamento in condizioni di progetto e di fuori progetto di prese d'aria sia per il volo subsonico e sia per il volo supersonico ma in volo subsonico.

Prese d'aria a spina centrale: ~~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: gallerie e prove di volo. ~~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 INCOMPRIMIBILI: SOLUZIONI APPROSSIMATE 2-D e 3-D.

Il metodo NACA per i profili delle serie NACA.

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 funzionamento del piano orizzontale.

METODI PER CAMPI NON VISCOSI INCOMPRIMIBILI: 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 doppiette, 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 nel piano di Trefftz.~~

~~Genno ai metodi per il campo instazionario.~~

~~METODI A PANNELLI PER CAMPI SUPERSONICI. Le singolarità 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 VII: 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.~~

METODI CFD per flussi viscosi e non viscosi, stazionari ed instazionari mediante impiego del SW ANSYS. 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.~~ 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". ~~Calcolo Euleriano per l'ala infinita a freccia. Impostazione di un calcolo instazionario (evitando la previsione di buzzing e buffet).~~

~~METODI CFD: il codice di interazione Eulero-strato limite MSES.~~

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

METODI SEMIEMPIRICI DI AVANPROGETTO (ESDU, DATCOM, Schrenk).

Polare di avanprogetto: metodo NASA.

===== IL PROGRAMMA =====

GLI AEROMOBILI: ASPETTI ARCHITETTURALI E GEOMETRICI

IL PROFILO ALARE

L'ALA

FUSOLIERA

IPERSOSTENTAZIONE E 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 COMPRESSIBILITÀ 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 COMPRESSIBILE

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 COMPRESSIBILE
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 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 COMPRESSIBILITÀ
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 INCOMPRESSIBILI: SOLUZIONI APPROSSIMATE 3-D
METODI PER CAMPI NON VISCOSI INCOMPRESSIBILI: 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)