

LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE
CORSO DI AERODINAMICA DEGLI AEROMOBILI PER L'ANNO ACCADEMICO 2016-2017

Mercoledì 12 di luglio 2017

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

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

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

CERTIFICAZIONE ANSYS. E' pronto l'attestato *ad personam* per il superamento dell'esame e la certificazione dello svolgimento di attività CFD mediante il SW ANSYS-Student. In alternativa, stampa su cartoncino A4 o file .pdf. Il fac-simile è su <http://wpage.unina.it/denicola/AdA/Attestato.pdf> .

Gli allievi che hanno titolo possono farne richiesta inviandomi una e-mail, firmata e senza testo, avente in oggetto la frase "Richiedo l'Attestato in formato.... (specificare)"; se vi fa piacere chiedete pure la ricevuta di ritorno. Per la consegna della copia stampata vi convocherò a ricevimento dopo qualche giorno.

L'Attestato contiene un codice identificativo, e posso consegnarlo una sola volta. Vedete voi che cosa farne, e comunque gli interlocutori ai quali vorrete sottoporlo possono mettersi in contatto con me per delucidazioni.

GLI ESAMI DEGLI ALLIEVI ISCRITTI QUEST'ANNO sono andati bene fino a marzo: aveva sostenuto l'esame il 67% degli iscritti "convalidati/certificati", con un incremento rispetto all'anno passato -a pari data- del 35%, e la media dei voti era 26.30, decisamente più alta rispetto al passato. Ovviamente la media allargata alla platea degli allievi di anni precedenti è inferiore (ad oggi siamo a 25.70) e la tendenza è a diminuire.

SEGNALO

http://firenze.repubblica.it/cronaca/2017/02/04/news/firenze_la_lettera_dei_600_docenti_universitari_al_governo_molti_studenti_sc_rivono_male_intervenite_-157581214/?ref=HRER3-1

Nel nostro piccolo, contribuiamo tutti a migliorare.

CERTIFICAZIONE ANSYS(2): quest'anno l'hanno ottenuta 88 allievi. Non c'è male. Ringrazio gli allievi, che ci hanno creduto, e -soprattutto- Serena, Giovanni Paolo e Nunzio, che forse non si sono solamente annoiati.

RICEVIMENTO. Ricevo il venerdì, dalle 9.30 alle 11.30. Ricevo poi durante le sedute di esame e su appuntamento. Per le spiegazioni occorre che abbiate disponibile il testo che tratta l'argomento ed, eventualmente, gli appunti presi a lezione.

ESAMI ET AL. Su http://wpage.unina.it/denicola/AdA/AdA_Ingegneria.pdf troverete tutte le informazioni relative alla Cattedra. Non uso rispondere a lettere in cui si pongono questioni trattate nei miei avvisi: per evitare dubbi circa la mancata ricezione inserite l'opzione di ricevuta di ritorno. Se non ricevete risposta venite a ricevimento.

INVITO GLI ALLIEVI ISCRITTI SENZA MATRICOLA a trasmettermela non appena la riceveranno.

IL MATERIALE DIDATTICO (1). Si trova in giro -a pagamento- una quantità di fascicoli impropriamente intitolati al corso, o a qualche sua parte, e che in copertina presentano il mio nome. Disconosco qui esplicitamente qualunque rapporto tra me e questo materiale, il cui uso può essere deviante rispetto ad una corretta preparazione in AdA: e non mancano precedenti in tal senso...

ACRONIMI. TPS: Teoria del Profilo Sottile - PNP: Punto Neutro Posteriore - TdP: Teoria di Prandtl – VLM: Vortex Lattice Method – CFD: Computational Fluid Dynamics – CAD: Computer Aided Design – TEP: Teoria dell'Elemento di Pala

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.

APPLICAZIONI NUMERICHE: I SW Xfoil, AVL, ANSYS.

1. La capacità di utilizzo dei SW XFOIL e AVL è parte integrante del programma e sarà verificata in sede di esame.
2. L'impiego del SW ANSYS “occupa” uno dei nove crediti del corso: la capacità dell'allievo potrà essere certificata ~~durante il corso oppure,~~ eventualmente, all'esame. La preparazione insoddisfacente su questo punto implicherà una limitazione significativa del voto.

IL LAVORO A CASA: ESERCIZI ED ELABORATI MONOGRAFICI ~~DA SVOLGERE DURANTE IL CORSO~~

- **QUESTA VOCE INTERESSA SOLO** gli allievi che hanno voglia, tempo e capacità.
- **GLI ALLIEVI 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.
- **PER UN EVENTUALE CONTROLLO VIA MAIL** di esercizi ed elaborati è possibile sottopormi via mail il testo (completo) dello svolgimento dell'applicazione o di una sua parte in formato .pdf (dimensione <500kb). Ovviamente il proponente procederà ad una preliminare autoverifica anche (e soprattutto) per gli aspetti formali...

ARGOMENTI PROPEDEUTICI FONDAMENTALI, TRATTATI NEI CORSI DELLA LAUREA:

- un modello di atmosfera
- modelli fluidodinamici, le relative equazioni ed il processo di adimensionalizzazione, i numeri caratteristici – profili: la teoria di Glauert (TPS) e le relative soluzioni – ala: la TdP e le relative soluzioni - lo strato limite
- gli effetti di comprimibilità lineare (similitudini) - compressioni ed espansioni in campo supersonico - moti quasi unidimensionali adiabatici isentropici
- discretizzazione di operatori differenziali per la soluzione numerica delle equazioni di interesse in fluidodinamica - metodi numerici per la soluzione di sistemi algebrici e di equazioni differenziali - l'interpolazione di una tabella mediante funzioni Spline – derivazione ed integrazione per via numerica
- le manovre fondamentali: decollo e atterraggio, virata, richiamata, volo in salita, volo librato - le autonomie – diagramma di manovra ed inviluppo di volo.

IL MATERIALE DIDATTICO (2).

Sono disponibili presso il Centro Stampa sito in via Leopardi 185 Napoli (ex Centro Stampa di piazzale Tecchio):

- Gli Appunti del corso di Aerodinamica degli Aeromobili per questo anno accademico.
- Il testo del prof. Losito 'Fondamenti di Aeronautica Generale', Accademia Aeronautica, 1983, in copia autorizzata

- Mingione, 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).

In <http://wpage.unina.it/denicola/AdA/DOWNLOAD/> abbiamo poi

- 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.

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. .

===== 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.

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

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

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

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

CONTROLLO E CORREZIONE. Interromperò il controllo di un esercizio alla prima violazione regole sopra riportate.

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

Proposta n. 1. ~~Simulazione CFD-Ansys del cambiamento di fase da liquido a solido di un bicchiere d'acqua messo in un congelatore. Confronto eventuale con un esperimento home made.~~

~~Proposta n. 2. Simulazione CFD di un campo fluidodinamico che possa essere messo in analogia con un problema di traffico veicolare. Chi fosse interessato ne parli prima con me.~~

~~Proposta n. 3. Simulazione CFD-Ansys dell'effetto della cavità o di una bump sull'interazione tra onda d'urto e strato limite.~~

===== **GLI ESERCIZI SUGGERITI** =====

(in **grassetto** le parti recentemente aggiunte)

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, Drela, Eppler (E), Gottingen (GOE), Martin Hepperle (MH), NACA, Quabeck (HQ), RAF, Rolf Girsberger (RG), Selig-Donovan (SD), Selig (S), USA, Wortmann. ~~Mi sottoponga quindi la sigla per l'approvazione (senza inviarmi figure o dati tecnici).~~ Suggesto di scegliere profili veloci per il volo transonico.

- Si proceda alla disegno tecnica.
- EVENTUALMENTE si generi il CAD dell'ala infinita corrispondente al profilo, si studi l'anatomia del profilo ricavando spessore e linea media, forme del bordo di attacco e del bordo di uscita, valutando quindi i risultati della TPS (gradiente della retta di portanza, angoli di attacco ideale e di portanza nulla, coefficiente di momento focale).
- Aerodinamica non viscosa ad assetti piccoli e medi. La soluzione in campo Euleriano incomprimibile (operare a diversi significativi valori di Cl , anche non piccoli: in particolare, almeno a $Cl= 0$, $Cl= 0.5$, $Cl= 1.0$, $Cl= 1.4$, $Cl= -1.0$).
- Si determinino gli effetti della comprimibilità lineare individuando preliminarmente in qualche modo il valore del numero di Mach critico inferiore.
- EVENTUALMENTE valutare mediante l'opportuno impiego di Xfoil gli effetti della deflessione di parte del profilo, sia come flap che come alettone.
- [ATTENZIONE: QUESTA PARTE DELL'ESERCIZIO SARA' CORRETTA E PRESENTATA DIRETTAMENTE IN SEDE D'ESAME] Oltre al profilo scelto si può EVENTUALMENTE lavorare su un profilo della Sesta Serie NACA laminare, richiedendone a me l'assegnazione: tenere bene in conto gli assetti caratteristici della sacca laminare.
- [ATTENZIONE: QUESTA PARTE DELL'ESERCIZIO SARA' CORRETTA E PRESENTATA DIRETTAMENTE IN SEDE D'ESAME] Oltre al profilo scelto si può EVENTUALMENTE lavorare su un profilo della Sesta Serie NACA laminare, richiedendone a me l'assegnazione: tenere bene in conto gli assetti caratteristici della sacca laminare.
- La soluzione in campo viscoso incomprimibile: effetti di scala (numero di Reynolds), di n (turbolenza, rugosità, vibrazioni), imposizione della transizione forzata. Le bolle (detezione e caratteristiche). Le polari.
- 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 Cl_{max} 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.

2. L'AERODINAMICA –NON VISCOSA E VISCOSA– DEL PROFILO ALARE ALLE ALTE VELOCITÀ DI VOLO. VOLO SUPERSONICO.

~~Occorre richiedere a me la geometria di un profilo per il volo supersonico.~~

- Determinare il numero di Mach critico superiore in funzione dell'angolo di attacco, da -8° a $+8^\circ$, con passo 2° .
- EVENTUALMENTE per numero di Mach pari a 3 e ad angolo d'attacco nullo, alla quota di 10000 m., determinare il campo di moto attorno al corpo, i coefficienti di forza e momento, le forze, i momenti, il centro di pressione, il centro aerodinamico, il campo di moto a valle.

- EVENTUALMENTE variare l'angolo di attacco e/o il numero di Mach per determinare curve di portanza, polari non viscosi e campi di moto.

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

AH 21-9	EH 1.0/9.0	Lockheed C-141 BL113.6	PMC19
AH 79-100 C	EH 1.5/9.0	Lockheed C-141 BL426.57	PSU-90-125WL
AH 82-150 A	EH 2.0/10	Lockheed C-141 BL610.61	RAE 2822
ATR 72	EH 2.0/12	Lockheed C-141 BL761.11	RAE 5214
August 160-il	EH 2.5/10	Lockheed C-141 BL958.89	RAE6-9CK
b29root-il	Eiffel 385	Lockheed C-5A BL0	RAE NPL 1372
Boeing BACXXX	GIII BL0	Lockheed C-5A BL488.2	RAE NPL 5212
Boeing 103	GIII BL45	Lockheed C-5A BL576	RAE NPL 5213
Boeing 106	GIII BL75	Lockheed C-5A BL758.6	RAE NPL 5215
Boeing b737a	GIII BL86	Lockheed C5A BL1256	RAE NPL 9510
Boeing b737b	GIII BL126	Lockheed-Georgia lg10SC	RAE NPLX
Boeing b737c	GIII BL145	Lockheed L-188 root	RAF 33
Boeing b737d	GIII BL167	NASA/Langley LS(1)-0413	RAF 38
Boeing KC-135B	GIII BL207	NASA/Langley LS(1)-0417MOD	RAF 69
Boeing KC-135C	GIII BL288	NASA NLF(1)-1015	RAF 89
Boeing KC-135D	GIII BL332	NASA SC(2)-0410	Rutan AMSOIL
Boeing KC-135 BL124.32	GIII BL369	NASA SC(2)-0412	Rutan DEFIANT canard BL110
Boeing KC-135 BL52.44	GIII BL430	NASA SC(2)-0610	S102S
Boeing KC-135 BL200.76	GIII BL450	NASA SC(2)-0612	Sikorsky SC 1094 R8
Boeing KC-135 BL351.6	GIII BL387	NASA SC(2)-0710	Sikorsky SC 1095
Boeing-VERTOL VR-14	Grumman K-1	NASA SC(2)-0712	Sikorsky SSC-A07
Boeing-VERTOL VR-15	Grumman K-2	NASA SC(2)-0714	Sikorsky SSC-A09
CAP 21 (TraCFoil)	Grumman K-3	NLR-7223-43	Sikorsky GS-1
CAST 10-2/DOA 2	Hawker Tempest 61%	NLR-7223-62	Tempest2
Curtiss CR-1	Hawker Tempest 96.77	NLR-7301	TSAGI 8
Davis Basic B-24	HSNLF(1)-0213	NN7 MK20	TSAGI 12
DF 101	K3311	NREL S805A	UI-1720
DFVLR R-4	LDS-2 Airfoil	NREL S810 tip	USA 46
DOA5	Leon Kincaid K3311	NREL S826	Whitcomb Supercritical
DRAGONFLY CANARD	Lissaman 7769	NREL S833 primary	YS-915
DSMA-523A	Lockheed C-141 BL0	NYU/Grumman K-1	YS-930
EH 1.0/7.0		P-51D TIP (BL215)	ZRiPSL EM-10 Bielik

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

- Riportare il trittico e tutti i dati trovati, tecnici e non tecnici (anche storici).
- EVENTUALMENTE si generi il CAD dell'ala (o del velivolo...)
- SULLA FORMA IN PIANTA DELL'ALA, RENDENDOLA DIRITTA E PROLUNGANDONE I BORDI DI ATTACCO E DI USCITA
 - Distribuzione del carico addizionale e del Cl lungo l'ala con il metodo di Schrenk.
 - (EVENTUALE) ATTIVITÀ SUL METODO DI MULTHOPP (Area di DOWNLOAD: Multhopp_2016.zip).
 - Convalidare il codice multhopp.m (mediante la soluzione di Schrenk e l'ala ellittica).
 - Applicazione per il carico addizionale, basico ed antisimmetrico (e quindi per carichi di manovra), ipotizzando plausibili leggi di svergolamento o di deflessione degli alettoni. Variazioni della polare indotta (fattore di Oswald e resistenza indotta a portanza nulla).

- Ideare applicazioni originali sulla forma in pianta.
- EFFETTO DELLA FRECCIA. Carico alare effettivo secondo Pope & Haney.
- Applicazioni del codice AVL sull'ala, sul velivolo parziale e sull'intero velivolo: curve di portanza, polari indotte, derivate di stabilità.
- PRESTAZIONI DEL VELIVOLO SECONDO LA TEORIA GLOBALE
- Equazione Fondamentale del Volo e Teoria Globale. Determinare il coefficiente di portanza massimo -si calcola a quota $z=0$ e al massimo carico all'atterraggio- alle diverse velocità minime disponibili; a partire da questi valori si calcolino quindi in funzione della quota le velocità minime. Valutare poi in funzione di quota, peso e velocità CL, CDi, la resistenza indotta, la deviazione (globale) e la componente di velocità verticale impresse all'aria. Prestare la dovuta attenzione alle cifre significative.

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

Aermacchi MB 339	Boeing 747-200	Dassault Mercure 100	Learjet 40
Aermacchi MB-346	Boeing 747-400	Dassault Mirage 2000-5	Learjet 45
Airbus A300-600	Boeing 747-8	Dassault Mystere-Falcon 10/100	Learjet 60
Airbus A310	Boeing 757-200	Dornier 728	Learjet 70
Airbus A310 MRTT	Boeing 757-300	Douglas TA-3B Skywarrior	Learjet 75
Airbus A318	Boeing 767-200ER	EMIVESTSJ30	Lockheed Martin F-16c
Airbus A319	Boeing 767-300ER	Embraer 195	Lockheed S-3 Viking
Airbus A320	Boeing 777-200	Embraer 170	McDonnell Douglas-BAe T-45
Airbus A321-200	Boeing 777-300ER	Embraer ERJ 135	McDonnell Douglas DC-8-72
Airbus A330	Boeing 787	Embraer ERJ 145	McDonnell Douglas DC-9-10
Airbus A330 MRTT	Boeing Business Jet 1	Embraer Phenom 300	McDonnell Douglas MD-11
Airbus A340-200	Boeing B-52	FIAT G.91	McDonnell Douglas MD-80
Airbus A340-300	Boeing C-17A Globemaster III	Fokker 100	McDonnell Douglas MD-90
Airbus A340-500	Boeing F-15E Eagle	Fokker 70	MiG 15
Airbus A340-600	Boeing kc-135 Stratotanker	Gulfstream G100	Mitsubishi Diamond I
Airbus A350-900	Bombardier BD-700	Gulfstream G200	Mitsubishi F-2
Airbus A350-1000	Bombardier Challenger 300	Gulfstream G280	North American F-86 Sabre
Airbus A400M	Bombardier Challenger 350	Gulfstream G300	Northrop Grumman B-2 Spirit
Airbus A380	Bombardier Challenger 604	Gulfstream G400	Northrop Grumman E-8C
AMX	Bombardier Challenger 605	Gulfstream G550	Rockwell Sabre 75A
Antonov AN-70	Bombardier Challenger 650	Gulfstream G600	SIAI Marchetti S211
Antonov AN-124	Bombardier CRJ-200	Gulfstream G650	Sino Swearingen SJ30-2
Antonov AN-148	Bombardier CRJ-700	Gulfstream IV	Sukhoi SU-27
Antonov AN-225 Mriya	Bombardier CRJ-900	Gulfstream V	Sukhoi Superjet 100
BAC 1-11	Bombardier CS100	HAL H JT-36 Sitara	Superjet 100/75
BAe 146	Bombardier Global 5000	Hawker 400	T-50 Golden Eagle
BAe Hawk T1	Cessna Citation Mustang 51	Hawker 450XP	Tupolev 104
Beech 390 Premier I	Cessna 650 Citation VII	Hawker 4000 Orizon	Tupolev 124
Beriev Be-200 Altair	Cessna 680 Citation	Hawker 750	Tupolev 134
Boeing 707-320B	Cessna 750 Citation X	Hawker 800XP	Tupolev 154
Boeing 717-200	Comac ARJ21 Xiangfeng	Hawker 850XP	Tupolev 204
Boeing 727-200	Dassault Falcon 5X	Hawker 900XP	Tupolev 330
Boeing 737-400	Dassault Falcon 7X	Hawker Siddeley HS 125 600	Tupolev 334
Boeing 737-500	Dassault Falcon 50	Ilyushin IL96-300	Vickers VC 10
Boeing 737-700	Dassault Falcon 900 C	Kawasaki TA-1	Viper Jet
Boeing 747-100	Dassault Falcon 2000	Kawasaki T-4	Yakovlev Yak 130
		Learjet 31-A	

4. LE ELICHE. Si può operare su un velivolo propulso ad elica oppure sul velivolo che si è scelto ipotizzando che la propulsione sia ad elica. Occorre preliminarmente determinare i dati aerodinamici del velivolo.

In una o più condizioni operative (quota, velocità, peso) si stimino la spinta necessaria in volo livellato uniforme, il fattore di interferenza assiale, il rapporto di funzionamento, CT, CQ, il rendimento, eventualmente fissando -in modo opportuno- i dati non conosciuti relativi al sistema propulsivo.

5. LE PRESE D'ARIA. Disegnare una presa d'aria a spina centrale per assegnate condizioni di funzionamento di progetto. Determinare il campo di moto Euleriano fino alla sezione di gola.

6. AERODINAMICA NUMERICA. Si può operare su uno dei profili assegnati.

Ripetere con il SW ANSYS calcolazioni già effettuate, confrontando vantaggi e limiti delle diverse procedure, operando anche a numeri di Mach elevati e/o a numeri di Reynolds bassi (magari visualizzare un'onda a lambda).

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

(in **grassetto** le parti recentemente aggiunte)

PRIMA E SECONDA LEZIONE – 21/9/2016 – H 2,4

Missione di volo e condizione di volo.

L'architettura: superfici portanti e superfici non portanti. Terne di riferimento.

Il concetto di carico in Aerodinamica Applicata.

La modellistica in Aerodinamica: i moti non viscosi e le loro diverse approssimazioni. Il Problema di Neumann per l'equazione di Laplace.

Forze e momenti, definizione ed adimensionalizzazione.

Effetti e modellazione della comprimibilità. Un piano cartesiano per gli effetti della comprimibilità: numeri di Mach critici, capo iposonico, subsonico, transonico, ipersonico. L'abbaco d'urto, le leggi di similitudine.

IL PROFILO. Profili alari (in sé ed in relazione alla superficie portante). La Teoria di Glauert (TPS): il problema, grandezze fondamentali e loro significato (la distribuzione di vorticità, significato in termini di velocità e carico sul profilo), la soluzione, risultati e limiti (: no velocità). Il problema dell'Aerodinamica Non Viscosa Incomprimibile per il profilo oltre la TPS: distribuzioni di velocità e pressione (punti di ristagno), Cl α (alfaZL), il centro aerodinamico e sua dipendenza dal numero di Mach di volo.

Assegnazione dell'ESERCIZIO 1.

L'ALA. Il carico alare, definizione e forma adimensionale, decomposizioni del carico. L'ipotesi di flusso 2-D sui profili dell'ala. Assegnazione dell'ESERCIZIO 2.

TERZA LEZIONE – 26/9/2016 – H 6

TPS: il PNP, proprietà.

L'ALA. Parametri geometrici. Il metodo di Schrenk per il carico addizionale di un'ala diritta, la correzione di Pope per l'ala a freccia. Ala di Prandtl. La TdP: prodromi, grandezze fondamentali e loro significato (il vortice aderente e la vorticità libera, il downwash), il problema, risultati (Cl α , Cdi, alfaZL, Cmroll), limiti. L'ala di Prandtl che problema risolve? La soluzione di Multhopp.

QUARTA E QUINTA LEZIONE – 28/9/2016 – H 8,10

PROFILI. Un cenno alle tecniche "esatte" per la risoluzione del campo di moto retto dall'equazione di Laplace. Applicazioni del SW Xfoil in ambito non viscoso: assegnazione dei dati geometrici e delle condizioni di volo (!), risultati (a cura della dott. S. Russo).

ALI E VELIVOLI. Generalizzazioni della TdP basate sulla proprietà del PNP: la Teoria di Weissinger per l'ala a freccia ed i suoi risultati. Il VLM per architetture arbitrarie. Applicazioni a superfici arbitrarie -portanti e non- del SW AVL: assegnazione dei dati geometrici e delle condizioni di volo (!), risultati (a cura dell'ing. G. P. Reina).

SESTA LEZIONE – 3/10/2016 – H 12

PROFILI A BASSE VELOCITÀ. Limitazioni all'estensione del tratto rettilineo della curva di portanza. Effetto dello spessore sul gradiente della retta di portanza. I profili delle Serie NACA Laminari. Il metodo NACA per i profili delle serie NACA. Coefficienti aerodinamici: descrizione dell'inferenza dei numeri di Reynolds e Mach in campo subsonico, le polari viscoso.
ALA E CONFIGURAZIONE. Differenza tra distribuzione di carico e distribuzione di Cl: il carico desiderato dal progettista non ottimizza la portanza ma altri stringenti requisiti. Alettoni e flap come due macchine che lavorano modificando la curvatura: alettone tipica macchina "non viscosa", il flap invece è una tipica "macchina viscosa".

SETTIMA ED OTTAVA LEZIONE – 5/10/2016 – H 16

EFFETTI VISCOSI. Coefficiente di resistenza in crociera: andamento fino alla condizione sonica di volo, il campo subsonico, la resistenza d'urto, divergenza della resistenza, condizioni di volo in campo transonico. Chi ha superato per primo la "barriera del suono"?

PROFILI. Cilindro: tempo di percorrenze delle particelle sul dorso e sul ventre. Modo di calcolare in numero di Mach critico inferiore. Profili laminari: il lavoro sulla geometria per realizzare la sacca laminare della caratteristica di resistenza, forma del l.e. e del t.e., nomenclatura, distribuzioni di pressione in sacca e fuori sacca, caratteristiche di stallo, andamento del numero di Mach critico inferiore, inferenza con l'impiego per velivoli transonici.

ARCHITETTURA. La vista laterale dell'ala: lo svergolamento. La vista frontale: il diedro. Angoli piccoli ed angoli grandi in Aerodinamica Applicata.

ELICHE. Caratteristiche prime di un'elica. Campo di applicazione per la propulsione aerea, le diverse condizioni e funzioni operative nelle diverse fasi della missione.

NONA LEZIONE – 10/10/2016 – H 18

ELICHE. Sistemi di riferimento. Le diverse semplificazioni ed ipotesi per la Teoria dell'Elemento di Pala (TEP), validità del modello. ipotesi che portano alla modellistica. La Teoria "0": il Principio Globale di funzionamento, semplificazioni ed ipotesi, sviluppo e risultati della Teoria Impulsiva Semplice. La TEP: il passo geometrico, triangolo delle velocità, passo aerodinamico e regresso. Esigenza del passo variabile lungo la pala.

DECIMA ED UNDECIMA LEZIONE – 12/10/2016 – H 22

ELICHE. A partire dalla TEP genesi della spinta, richiamo al funzionamento di un'ala e dei profili, la coppia e la potenza, il rendimento, il rapporto di funzionamento, formule di Renard, curve caratteristiche e loro andamento, gli stadi di funzionamento, esigenza del passo variabile in volo. Mutua interazione tra elica e velivolo.

PRESE D'ARIA. La funzione della presa d'aria, aspetti problematici del funzionamento fuori progetto. Richiami della modellistica unidimensionale.

IL CAMPO TRANSONICO. Il caso del profilo con onda d'urto normale sul dorso.

DODICESIMA LEZIONE – 17/10/2016 – H 24

Equazioni di stato e velocità caratteristiche, dipendenza dal numero di Mach. Propagazione dei piccoli disturbi in un fluido come modo di trasmettere le condizioni al contorno. Il caso incomprimibile: equazione di stato, il significato di $M_{max} = .3$. Il caso comprimibile: la fisica della comprimibilità, equazione di stato, incremento degli scorrimenti.

CAMPI SUBSONICI NON VISCOSI. Dal moto iposonico al moto subsonico: differenti comportamenti dell'aria al crescere della velocità di volo, distinzione e modifica delle equazioni di stato, effetti fisici, incremento degli scorrimenti da flusso iposonico a flusso subsonico a causa della comprimibilità, esaltazione delle variazioni del numero di Mach e delle forze di pressione, la similitudine subsonica. Il raggiungimento delle condizioni critiche, il caso dell'ugello e del cilindro, il numero di Mach critico inferiore, calcolo e dipendenze.

IL CAMPO TRANSONICO NON VISCOSO. A partire dal campo lineare ed al crescere del numero di Mach, condizioni critiche, formazione e ed evoluzione della regione supersonica e deformazioni del campo di moto, genesi dell'onda d'urto normale su un profilo. Il superamento della barriera del suono. Coefficienti aerodinamici, Principio di Indipendenza, ~~la Regola delle Aree~~.

Cenni sui campi conici e sull'urto conico. 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.

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.

TREDICESIMA E QUATTORDICESIMA LEZIONE – 19/10/2016 – H 28

Urto come freno aerodinamico in campo ipersonico.

Propagazione del disturbo elementare di una sorgente in moto relativo, caso subsonico, caso supersonico, i coni di Mach, regioni di dipendenza e di influenza. Il ventaglio di espansione.

Esistenza (ed andamento) del potenziale per il flusso di onda d'urto, inesistenza del potenziale dietro l'urto curvo. Urto forte o urto debole o...?

CAMPI TRANSONICI. Evoluzione al crescere del numero di Mach fino a condizioni asintotiche supersoniche: onda d'urto curva staccata (lungo l'onda si verificano tutte le possibili condizioni d'urto), il campo rotazionale a valle dell'urto.

Il numero di Mach critico superiore di un diedro, calcolo e dipendenze, caso del profilo supersonico a bordo aguzzo, divergenza per geometrie a bordo arrotondato.

CAMPI SUPERSONICI. Formazione dell'urto obliquo debole. Campi i moto. Profili per il volo supersonico, campo supersonico. ~~Coefficienti aerodinamici, Principio di Indipendenza (campo supersonico), la Regola delle Aree. Ali e configurazioni complete.~~ Bordo di attacco sub/super-sonico.

PRESE D'ARIA. 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. Il variare delle condizioni di ristagno nel campo di moto. Area di Cattura e spillamento, ~~la resistenza additiva~~, rendimento, efficienza. Il concetto di strozzamento. 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 subsoniche. La regolazione.

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.

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

Campo di moto e funzionamento di una qualunque presa d'aria a qualunque velocità a qualunque quota e qualunque posizione della manetta in campo non viscoso ed in campo viscoso.

QUINDICESIMA LEZIONE – 24/10/2016 – H 30

Una Teoria Globale per il volo: considerazioni globali, collegamento con la TdP, la polare indotta, i tubetti di flusso e la resistenza indotta a portanza nulla.

Il concetto di ala infinita.

ALI. Campo di moto intorno all'ala: genesi del crossflow, la scia vorticoso, considerazioni operative e certificative. L'ala infinita a freccia, le distorsioni del campo di moto.

SEDICESIMA E DICIASSETTESIMA LEZIONE – 26/10/2016 – H 34

ALA A FRECCIA. Spostamento dei carichi indotto dalla freccia. Considerazioni su peso, e stabilità latero-direzionale.

IL DIEDRO.

DALLA VELOCITA' PARTICELLARE AL CAMPO SI MOTO. Richiami di Teoria Cinetica. Sul concetto di velocità in un campo di moto.

MOTI VISCOSI. Il flusso in prossimità di una parete: il profilo di velocità, mail flow e crossflow in 3-D. Le fluttuazioni della velocità in un campo di moto. Moto laminare, moto turbolento, moto né laminare né turbolento in un punto. Turbolenza isotropa e

“scomparsa” del campo di moto 2-D. Fattore di turbolenza. Condizioni meteorologiche e turbolenza asintotica. Esigenze fenomenologiche nei campi di moto di interesse aeronautico: la transizione ed il suo controllo.

DICIOTTESIMA E DICIANNOVESIMA LEZIONE – 2/11/2016 – H 38

Caratteristiche principali di un moto turbolento: il mescolamento, la struttura a vortici del moto turbolento.

Lo strato limite. Difetto di massa, spessore di spostamento, il soffiamento indotto dallo strato limite sul flusso esterno. La transizione come amplificazione di perturbazioni o contenute nel flusso a monte o imposte dall'esterno e dalla parete. Regioni di assoluta stabilità del flusso laminare, parametri che influenzano la transizione. Condizioni di flusso comprimibile: struttura di uno strato limite supersonico in presenza di un urto normale nel campo esterno.

VENTESIMA LEZIONE – 7/11/2016 – H 40

L'amplificazione dei disturbi, significato dell'allocuzione e-to-n, 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.

Lo strato limite: flussi con gradiente di pressione e fenomeni collegati. Separazione in uno strato limite laminare ed in uno strato limite turbolento. Lo strato limite laminare: dipendenza della forma del profilo di velocità dal gradiente di pressione, regione 2-D di assoluta stabilità del flusso laminare.

Lo strato limite sui profili: limiti dell'estensione della retta di portanza, relazione con la separazione del flusso.

VENTUNESIMA E VENTIDUESIMA LEZIONE – 9/11/2016 – H 44

Profili in campo viscoso: relazione tra transizione e separazione, bolle laminari e loro struttura. Stallo, tipi di stallo; diagramma di Thain e Gault.

Calcolo dello strato limite sui profili: esigenza di uno schema inner/outer con accoppiamento esterno/interno. Applicazioni del SW Xfoil in ambito viscoso: assegnazione dei dati e risultati.

APPLICAZIONI NUMERICHE IN AdA: IL SW ANSYS per la fluidodinamica. Descrizione, dall'accensione del pc al Progetto. La soluzione del campo Euleriano intorno ad un profilo alare in campo incomprimibile.

VENTITREESIMA LEZIONE – 14/11/2016 – H 46

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 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).

Lo strato limite tridimensionale.

Lo strato limite comprimibile: struttura dello strato limite in campo transonico.

VENTIQUATTRESIMA E VENTICINQUESIMA LEZIONE – 16/11/2016 – H 50

Il fenomeno dell'interazione tra onda d'urto e strato limite in campo transonico. Limitazioni operative.

Abbaco d'urto, la regione delle linee di Mach, espansioni infinitesime e ventaglio di espansione. Profilo supersonico, il fenomeno del sonic boom.

Costruzione di una strip theory per ali.

APPLICAZIONI NUMERICHE IN AdA: IL SW ANSYS per la fluidodinamica. Soluzione del campo Euleriano comprimibile e del campo viscoso intorno ad un profilo alare.

VENTISEIESIMA LEZIONE – 21/11/2016 – H 52

Influenza del numero di Reynolds sullo sviluppo dello strato limite. Il sentiero di stallo di un'ala.

Ala a delta alle basse velocità di volo: meccanismo di generazione del vortice sull'ala, superportanza e superresistenza.

VENTISETTESIMA E VENTOTTESIMA LEZIONE – 23/11/2016 – H 56

Intermittenza della transizione, il “punto” di separazione: instazionarietà ed incertezza. Effetti aerodinamici delle raffiche turbolente e motivazioni.

Richiami: andamento della turbolenza in uno strato limite turbolento, il sottostrato laminare.

Modellazioni RANS e U-RANS. Fenomeni aerodinamici instazionari a partire da condizioni uniformi: vortici di Karman, buffet.

APPLICAZIONI NUMERICHE IN AdA: IL SW ANSYS per la fluidodinamica. Soluzioni viscoso comprimibili. Soluzioni laminari.

VENTINOVESIMA LEZIONE – 28/11/2016 – H 58

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

Ipersostentazione. Dispositivi da bordo di attacco e da bordo di uscita. Un cenno al jet-flap.

TRENTESIMA E TRENTUNESIMA LEZIONE – 30/11/2016 – H 62

Ipersostentazione. Il flap di Gurney.

Informazioni sulla formazione ghiaccio sui velivoli.

Singularità distribuite, campi di moto e proprietà. Equivalenza vortici-doppiette ed interpretazione relativa alla scia di Prandtl.

Forme ridotte delle equazioni di Navier-Stokes per il moto viscoso: le approssimazioni Thin Layer NS e Pabolized NS, lo strato limite, situazioni nelle quali il moto viscoso non può essere ridotto allo strato limite.

TRENTADUESIMA LEZIONE – 5/12/2016 – H 64

La forza di spinta del bordo di attacco.

Inferenza della viscosità nelle equazioni di Navier-Stokes.

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

TRENTATREESIMA E TRENTAQUATTRESIMA LEZIONE – 7/12/2016 – H 68

Equazione di Von Karman: parametri integrali, interpretazione. Numeri di Reynolds significativi: i numeri di Reynolds locali sono certamente molto bassi all'inizio dello sviluppo dello strato limite.

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, struttura dei metodi per lo strato limite turbolento.

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.

Le Identità di Green: applicazione. I metodi a pannelli.

TRENTACINQUESIMA LEZIONE – 12/12/2016 – H 70

Uno schema di interazione tra campo esterno e strato limite.

Considerazioni sulla Prima Identità di Green.

Metodi a pannelli: il problema di Neumann per l'equazione di Laplace, il metodo Douglas-Neumann in campo non portante, aggiunta del campo di pura circolazione.

TRENTASEIESIMA E TRENTASETTESIMA LEZIONE – 14/12/2016 – H 74

Considerazioni sul campo di pura circolazione; genesi del malfunzionamento dei metodi con sorgenti arbitrarie: l'effetto doppietta.

Metodi con vorticità variabile linearmente ma continua; variante per corpi aperti. Il metodo di Maskew delle Singularità Simmetriche.

Considerazioni sulla Terza Identità di Green. Metodi a pannelli basati sulla Terza Identità di Green.

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

GLI AEROMOBILI: ASPETTI ARCHITETTURALI E GEOMETRICI

GLI AEROMOBILI
IL PROFILO ALARE
L'ALA
FUSOLIERA
SUPERFICI DI CONTROLLO
L'IMPIANTO PROPULSIVO
APPENDICI AERODINAMICHE

RICHIAMI: AERODINAMICA, GASTINAMICA, 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
LASTRA 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 COMPRIMIBILITÀ
RESTRIZIONE AL CAMPO TRANSONICO
PROFILI ALARI "LOW SPEED"
PROFILI ALARI "HIGH SPEED"
PROFILI ALARI "LOW REYNOLDS"
IL DATABASE AERODINAMICO DI UN PROFILO
PROFILI A PIÙ COMPONENTI

ALA E CONFIGURAZIONE IN CAMPO VISCOSO: FUNZIONAMENTO E MODELLI

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

IPERSOSTENTAZIONE E SUPERFICI DI CONTROLLO - COMANDI DI VOLO

IMPIANTO PROPULSIVO

LE ELICHE
LE PRESE D'ARIA

AERONAUTICA GENERALE

LA FORMAZIONE DI GHIACCIO SUGLI AEROMOBILI: UN CENNO

I METODI NUMERICI

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

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

(in grassetto la parte in programma)

GLI AEROMOBILI: ASPETTI ARCHITETTURALI E GEOMETRICI

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

IL PROFILO ALARE. Il profilo alare come macchina a fluido astratta. La geometria (Cap. 3 – Appunti). Anatomia di un profilo alare: distribuzioni di curvatura e spessore, forme del bordo di attacco, angolo del bordo di uscita. Disegnazione di un profilo assegnato per punti: descrizione parametrica della geometria, interpolazione di una tabella di punti mediante funzioni Spline di terzo grado, problema della chiusura della spline. Regola pratica per la chiusura dei profili alari a bordo d'uscita spesso.

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

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

SUPERFICI DI CONTROLLO. Impennaggi e configurazione. Comandi primari: gli alettoni (bassa ed alta velocità), spoiler. Dispositivi di ipersostentazione per la bassa velocità. Configurazione Canard.

L'IMPIANTO PROPULSIVO.

APPENDICI AERODINAMICHE. Winglet, generatori di vortici.

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

MODELLISTICA VISCOSA

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

Forme ridotte delle equazioni di Navier-Stokes per il moto viscoso. Le approssimazioni Thin Layer NS e Parabolized NS. Introduzione del modello di strato limite di Prandtl: il profilo di velocità, il dominio (dove la viscosità c'è e funziona), il sistema esterno (dove la viscosità c'è e non funziona), equazioni di Prandtl, parabolicità 2-D ed iperbolicità 3-D, significato fisico e modellistico, condizioni al contorno, trascurabilità degli effetti di curvatura, caso 2-D stazionario incomprimibile. Situazioni nelle quali il moto viscoso non può essere ridotto allo strato limite.

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

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

CAMPI DI MOTO NON VISCOSI INCOMPRIMIBILI

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

Soluzioni fondamentali. Il flusso uniforme. Le singolarità idrodinamiche fondamentali 2- e 3-D. Proprietà delle singolarità concentrate: campi di moto, ortogonalità tra vortice e sorgente 2-D. Le singolarità distribuite, definizione, trattazione bidimensionale, differenza dalle singolarità concentrate, proprietà, costruzione del campo di moto indotto da una distribuzione uniforme di sorgenti/vorticità su un supporto rettilineo, descrizione del campo di doppiette, 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.

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 $M_{max} = .3$. 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 di 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 quantità di moto (et al.) nello strato limite laminare (attrito tra lamine) ed energizzazione in quello turbolento, implicazioni tecniche ed ingegneristiche. Particolarizzazione del tensore degli sforzi allo strato limite laminare e turbolento, forza e coefficiente di attrito, la modellazione di Prandtl e la lunghezza di mescolamento, cenno ai modelli di turbolenza.

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

STRATO LIMITE 2-D: STRUTTURA TRASVERSALE, IL PROFILO DI VELOCITÀ. Spessore dello strato limite in dipendenza della 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 (compimibili e non, laminari, turbolenti e transizionali, 2- e 3-D, stazionari o instazionari, attaccati e separati, modellistica della turbolenza.). Integrazione: la striscia di integrazione, condizioni al contorno, soluzione mediante integrazione in direzione trasversale e successivamente longitudinale (in virtù della parabolicità delle equazioni). Problema diretto, problemi inversi. Esistenza della singolarità di Goldstein alla separazione, metodi inversi di soluzione per 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. Il Dutch Roll.

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

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

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

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

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

PROFILI ALARI IN CAMPO NON VISCOSO: FUNZIONAMENTO E MODELLI

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

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

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

BASSE VELOCITÀ: LA TEORIA DEL PROFILO SOTTILE. Oltre la Teoria di Glauert: teoria unificata per spessore, curvatura ed angolo di attacco (Metodo delle Perturbazioni Asintotiche di Lighthill) che impone, in modo approssimato, sulla corda la condizione di impermeabilità. Separazione (e sovrapposizione) degli effetti di spessore, curvatura ed angolo d'attacco (è verificata la condizione di Kutta). Sviluppi formali e limitazioni intrinseche del metodo, la soluzione generale, soluzione del primo ordine, effetti di spessore, curvatura ed angolo di attacco, sovrapposizione, distribuzioni di singolarità per la simulazione dei diversi effetti. Soluzioni di ordine superiore. **I risultati fondamentali della teoria del profilo sottile. Forze di suzione, o di spinta, sul bordo di attacco: paradosso della lastra piana. Espressione linearizzata del coefficiente di pressione. La soluzione della Teoria di Glauert per la lamina curva: equazione della lamina, sviluppo in serie del carico con condizione di Kutta imposta.**

Determinazione dei coefficienti per linee medie di forma arbitraria. Risultati: retta di portanza (gradiente ed angolo di attacco a portanza nulla), angolo d'attacco ideale, il fuoco (o punto neutro anteriore), coefficienti aerodinamici (portanza e momento focale di beccheggio, espressioni analitiche in funzione dei coefficienti dello sviluppo in serie). La retta di momento focale. Il centro di pressione. Il carico: relazione tra carico, scorrimenti e vorticità, carico ideale basico (all'angolo di attacco ideale) e carico addizionale sul profilo. Scalabilità della soluzione con la curvatura. La linea media dei profili laminari. Il punto neutro posteriore: teoria, proprietà; sostituzione di una lastra piana con un vortice concentrato, metodo a vortici concentrati per linee medie (consistente, mentre la teoria del profilo sottile non lo è), la condizione di Kutta è verificata anche per la Teoria del Punto Neutro Posteriore. Relazione tra vorticità distribuita e vortici concentrati.

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

Fondamenti, sviluppo ed applicazione del metodo ingegneristico NACA.

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

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

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

Flussi supersonici linearizzati: l'equazione di Prandtl-Glauert in campo supersonico, descrizione della teoria e dei risultati di Ackeret, la similitudine supersonica, il campo a $M^*2=2$, correzioni di Busemann. Le singularità 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. 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 (inferenza della Teoria Globale, correzione del Losito), angolo di attacco indotto, portanza del vortice, portanza effettiva e resistenza indotta legata al downwash per ogni sezione (dipende dal carico e non dalla portanza). Lo svergolamento, il problema dell'angolo di attacco di portanza nulla.

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

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

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

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

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

Resistenza indotta a portanza nulla.

Antisimmetria a portanza nulla: carico antisimmetrico e momento di rollio, indipendente dall'angolo di attacco. Modo di valutare l'effetto della deflessione degli alettoni sul carico lungo l'ala: calcolo della variazione dell'angolo di portanza nulla di un profilo dovuta alla deflessione di una parte mobile (la deflessione degli alettoni viene introdotta come un cambiamento

antisimmetrico della forma del bordo di uscita: si genera un nuovo diverso profilo di cui occorre calcolare la retta di portanza nulla...). Esigenza di un DB con alettone deflesso (variazione della retta di portanza nulla 2-D con l'angolo di deflessione).

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

Calcolo del carico totale. Vincoli sul carico: il carico desiderato. Modulazione del carico di una forma in pianta arbitraria tramite svergolamento. Qualità della distribuzione di carico: il fattore di Oswald come misura dello scostamento del carico da quello ellittico, dipendenza del fattore di Oswald dalla forma in pianta, cambiamento del carico ed alterazione del fattore di Oswald al variare della configurazione mediante azionamento dei flap o degli alettoni. Schema vorticoso dietro un'ala a partire dalla distribuzione di carico, caso del carico antisimmetrico e del carico basico.

METODI INGEGNERISTICI. Il metodo di Schrenk e la proprietà di attrattore dell'ala ellittica. Effetto di contrasto alla modifica del carico ellittico mediante modifica della distribuzione delle corde: la variazione del carico è minore della variazione delle corde. Effetto di contrasto allo svergolamento: il caso del carico basico. Questo deriva dalla modifica della distribuzione di downwash che fa in modo di opporsi alla variazione di carico legata alle corde. Fondamento razionale del metodo ingegneristico di Schrenk per il carico addizionale e per il carico basico.

ALA A FRECCIA.

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

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

Gli alti effetti potrebbero essere negativi...

ALA INFINITA A FRECCIA. Funzionamento dell'ala "infinita" a freccia: decomposizione dell'atto di moto, decomposizione della velocità asintotica in componente perpendicolare al bordo di attacco e componente trasversale, flusso efficace e flusso ozioso. Dove mettere un tubo di Pitot sul cilindro a freccia? Costruzione di semplici campi di moto 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 diritta in dipendenza dal segno della freccia (spostamento dei carichi verso le estremità per freccia positiva, da contrastare con un opportuno svergolamento, che costa e pesa). 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 diritta 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 C_l -o C_L - massimo): la regola empirica "dei tre 15" (da un'approssimazione del criterio Douglas). Influenza di spessore e curvatura sul C_l massimo. Coefficiente di pressione allo stallo e prestazione aerodinamica: crollo del picco di prua per la separazione e l'ampia zona di ricircolo a poppa.

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

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

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

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

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

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

PROFILI ALARI "LOW SPEED". Cenni storici: profili NACA a 4 e 5 cifre, linea media e spessore, i loro precursori. I profili laminari della sesta serie NACA: la storia, la sacca di bassa resistenza e come la si ottiene mediante il controllo del gradiente di pressione (proprietà della soluzione Euleriana in relazione alla sacca laminare, il carico basico della linea media, differenza tra assetti all'interno ed all'esterno della sacca), effetto del numero di Reynolds su resistenza minima ed estensione della sacca, nomenclatura, proprietà, differenza geometrica e di prestazione dai profili delle serie NACA precedenti. La qualità volo dei profili laminari: principalmente per la forma del bordo di attacco, crociera eccellente e (spesso) brutto stallo. Distribuzioni di velocità e pressione sui profili, laminari e non, al variare dell'angolo di attacco.

PROFILI ALARI "HIGH SPEED". Caratteristiche aerodinamiche. Utilizzo dei profili laminari per campo transonico (corrispondenza dell'intervallo di sacca con un andamento regolare del numero di Mach critico inferiore). Geometria dei profili per il volo transonico, profili supercritici, peaky, shockless. Differenza di comportamento in alta velocità tra profili convenzionali e profili per il volo transonico.

PROFILI ALARI "LOW REYNOLDS". Caratteristiche aerodinamiche, applicazioni.

PROFILI A PIÙ COMPONENTI.

IL DATA BASE AERODINAMICO DI UN PROFILO.

ALA E CONFIGURAZIONE IN CAMPO VISCOSO: FUNZIONAMENTO E MODELLI

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

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

STRIP THEORY. Il problema della determinazione della resistenza viscosa e della polare. Interfacciamento di un solutore non viscoso basato sulla Teoria di Prandtl con un solutore 2-D viscoso per la ricostruzione in assegnate condizioni di volo dello strato limite.

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

STALLO DI BASSA VELOCITÀ DELL'ALA E DELLA CONFIGURAZIONE. Definizione. Lo stallo dell'ala dal punto di vista delle prestazioni, della certificazione e della qualità di volo: lo stallo di estremità ed i suoi inconvenienti (inefficacia degli alettoni e fenomeno del nose-up causato dallo spostamento del vortice di estremità), stalli in manovra (stallo non simmetrico in virata e stallo in richiamata, si tratta di G-stalli).

Meccanismo di stallo dell'ala. Lo stallo convenzionale dell'ala: definizione della condizione critica e del sentiero di stallo.

Previsione ingegneristica dello stallo. Modellistica lineare per il carico incrociata con i dati sperimentali dei profili, esigenza di un DB 2-D completo, inferenza del numero di Reynolds di corda, interconnessione tra carico alare e stallo dei profili.

Interpretazione del metodo, dimostrazione della doppia sicurezza; limiti del metodo. La collocazione dell'avvisatore di stallo. Sull'estensione e la fine della retta di portanza (dell'ala). Esigenza di un DB con alettone deflesso (variazione della retta di portanza nulla 2-D con l'angolo di deflessione).

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

Un cenno alle difficoltà attuale (...2016) 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, la giunzione ala – fusoliera, giunzioni degli impennaggi, il Karman, lo scivolo della fusoliera (effetto aerodinamico dell'angolo di slant di un oggetto affusolato, fenomeni di scia e resistenza di pressione, angolo di rampa della fusoliera).

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

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

Descrizione dell'interferenza aerodinamica.

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

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

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

IL DATABASE AERODINAMICO DEL VELIVOLO

IPERSOSTENTAZIONE E SUPERFICI DI CONTROLLO - COMANDI DI VOLO

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

La velocità minima come qualità di volo e parametro fondamentale di certificazione: il problema della riduzione delle velocità minime di un velivolo (atterraggio, decollo, altre manovre). Il concetto di ipersostentazione: aumento del C_{lmax} , aumento dei costi in relazione al miglioramento delle prestazioni in bassa velocità. I diversi tipi di ipersostentatori e loro funzionamento, differenze in termini di massima portanza, resistenza, peso, complicazioni meccaniche, costi, DOC, certificabilità.

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

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

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

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

Differenza di comportamento tra slat e flap nel rendere efficiente il main component. differenze nel modo di lavorare, inquadramento del funzionamento nel concetto di profilo equivalente, con traslazione della retta di portanza e conseguente modifica del C_{lmax} , con l'unico obiettivo di rendere efficiente il main component: stallo della configurazione di alta portanza = stallo del main component. Un ipersostentatore in condizioni di massima prestazione lavora in flusso separato (in qualche regione del campo di moto...). Resistenza in condizioni di alta portanza (bassa al decollo, alta all'atterraggio).

Criteri di scelta. Aspetti Euleriani. Il controllo dello strato limite: soffiamento negli slot, profili di velocità nello strato limite. Distribuzioni di pressione, limitazione dei criteri empirici di stallo. Indicazione dei valori tipici per il C_{lmax} . Parametri di progetto: il C_{lmax} , il tipo di configurazione, estensione e deflessione delle superfici mobili, gap ed overlap. La ricerca del massimo C_{lmax} e l'ottimizzazione della configurazione: i gradi di libertà del problema, individuazione numerica dell'intorno di funzionamento ottimo, verifiche di galleria, estrapolazione dei dati al volo. La resistenza additiva dei fairing.

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

Dispositivi pneumatici: Jet Flap, macchine a sustentazione pneumatica. La spinta vettoriale: F-35B.

IMPIANTO PROPULSIVO

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

Definizioni, convenzioni, nomenclatura: assi di riferimento, viste, la solidità. Campi di applicazione, generalizzazione a casi non aeronautici, le differenti prestazioni dei velivoli ad elica e a getto: eliche transoniche e supersoniche, storia e prospettive, è pensabile un'elica per il volo transonico o supersonico? Elica traente e spingente. 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 rendimento.

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

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

LE PRESE D'ARIA

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. 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 subsoniche. La regolazione.

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.

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

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

Campo di moto e funzionamento di una qualunque presa d'aria a qualunque velocità a qualunque quota e qualunque posizione della manetta in campo non viscoso ed in campo viscoso.

AERONAUTICA GENERALE

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

I METODI NUMERICI

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

Strato limite laminare. Il metodo diretto di Thwaites, parametri di Thwaites e loro significato, le correlazioni di chiusura. La soluzione, casi particolari: punto di ristagno e lastra piana. La stima del punto di separazione laminare.

Strato limite turbolento: il concetto di trascinamento della massa dalla corrente esterna allo strato limite per lo sviluppo di correlazioni integrali in flusso turbolento.

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

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

METODI PER CAMPI NON VISCOSI

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

METODI PER CAMPI NON VISCOSI INCOMPRESSIBILI: SOLUZIONI APPROSSIMATE 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 del piano orizzontale.

METODI PER CAMPI NON VISCOSI INCOMPRESSIBILI: SOLUZIONI ESATTE

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

Considerazioni sulla formulazione del problema di Neumann secondo la Terza Identità di Green, anche in riferimento al potenziale di perturbazione: relazione tra l'intensità della distribuzione di sorgenti e la condizione al contorno in un problema di Neumann, coincidenza tra intensità della distribuzione di doppiette e valore del potenziale sul corpo, l'intensità della vorticità superficiale coincide con il valore della velocità tangenziale, possibile riduzione del problema di Neumann ad problema di Dirichlet sul potenziale interno. Impostazione del problema e formulazione della condizione al contorno secondo l'Identità di Green.

Discretizzazione standard a pannelli di una geometria bidimensionale (segmenti univocamente definiti) o di una geometria tridimensionale (costruzione di pannelli quadrilateri e relative approssimazioni). Ordini delle distribuzioni di singolarità e della descrizione della geometria.

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

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

METODI A PANNELLI IN CAMPO 2-D

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

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

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

METODI A PANNELLI IN CAMPO 3-D

Utilizzo delle 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.

Cenno 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 INTEGRALI: il codice Xfoil, fondamenti teorici, descrizione ed utilizzo in campo non viscoso e viscoso, anche comprimibile.

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

METODI CFD per flussi viscosi e non viscosi, stazionari ed instazionari. Soluzione delle equazioni di Eulero e Navier-Stokes. Soluzione pseudo-stazionaria, metodi numerici Time-Consistent per lo studio di fenomeni instazionari, modelli viscosi RANS

ed U-RANS. Impostazione di un calcolo instazionario: previsione di buzzing, buffet (e stallo d'urto). Il codice MSES. Il SW ANSYS per l'Aerodinamica Applicata. Applicazioni su profili in campo incomprimibile e comprimibile (lineare e non lineare, sub- e supersonico): pre-processing, generazione griglie di calcolo (strutturate e non, ibride), post-processing. Generazione di griglie Euleriane ed impostazione del calcolo (bassa velocità, campo transonico e supersonico). Generazione di griglie ed impostazione di un calcolo laminare o turbolento a bassa velocità ed alta velocità, con transizione libera o fissata: il concetto "Fully Turbulent".

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

METODI SEMIEMPIRICI DI AVANPROGETTO (ESDU, DATCOM, Schrenk)

Polare di avanprogetto: metodo NASA.