

A.S. 2009/2010

I.T.I.S. "A. MALIGNANI"
UDINE

Giacomo Savorgnani
5^a AER B



[LE GALLERIE DEL VENTO]

Tesi - Esame di Stato

INDICE

INTRODUZIONE	3
1. UN PO' DI STORIA...	3
1.1 I PRIMI STUDI	3
1.2 I PRIMI TENTATIVI	3
1.3 LE PRIME GALLERIE	4
1.4 FINALMENTE...SI VOLA!	4
1.5 GALLERIE PIÙ EFFICIENTI	5
1.6 SVILUPPI FRA DUE GUERRE	5
1.7 IL DOPOGUERRA	6
1.8 SVILUPPI ATTUALI E VERSO IL FUTURO	7
2. ANALISI TECNICA DELLE GALLERIE	8
2.1 CLASSIFICAZIONE	8
2.2 GALLERIE SUBSONICHE	8
2.3 GALLERIE TRANSONICHE	11
2.4 GALLERIE SUPERSONICHE	12
2.5 GALLERIE IPERSONICHE	13
3. ATTREZZATURE DI PROVA	13
3.1 MODELLI E SUPPORTI	13
3.2 MISURAZIONE	14
3.3 VISUALIZZAZIONE DEI FLUSSI	15
4. APPENDICE	16
4.1 THE NASA ICING RESEARCH TUNNEL	16
5. RINGRAZIAMENTI	18
6. BIBLIOGRAFIA	18

INTRODUZIONE

«La preoccupazione dell'uomo e del suo destino devono sempre costituire l'interesse principale di tutti gli sforzi tecnici. Non dimenticatelo mai in mezzo a tutti i vostri diagrammi ed alle vostre equazioni.» Albert Einstein

Il seguente lavoro è stato realizzato in modo da permettere agli appassionati del volo di poter conoscere quelli che sono, oggi, gli strumenti più efficaci e più utilizzati nell'analisi dei fenomeni aerodinamici: *le gallerie del vento*.

Grazie ad esse è possibile simulare, con una buona approssimazione, le più svariate condizioni ambientali reali, compiere delle misurazioni accurate, investigare sui comportamenti aerodinamici, sperimentare nuove tecnologie e materiali.

Il loro sviluppo, "decollato" con i primi esperimenti dei fratelli Wright, è stato esponenziale durante il corso del Novecento ed ha trovato numerose applicazioni anche in campi diversi da quello aeronautico, soprattutto nella progettazione di mezzi di trasporto via terra o via mare, nell'edilizia civile ed industriale o addirittura nello sport e nello studio di volatili o di altri animali.

Le gallerie del vento sono un mezzo indispensabile nel settore aerospaziale, da sempre trainante nel progresso tecnologico moderno, e perciò contribuiscono indirettamente al miglioramento della vivibilità nel nostro pianeta.

Continuando nella lettura sarà possibile conoscere il percorso storico che ha portato alla sperimentazione aerodinamica, le gallerie con tutte le possibili varianti, i diversi funzionamenti e componenti, le linee guida di progettazione per comprenderne la concezione realizzativa. Infine, a titolo di esempio, viene descritta una particolare galleria che mi ha colpito per la sua particolarità.

Nella bibliografia è possibile reperire le fonti con cui il lettore può approfondire ulteriormente gli argomenti trattati.

1. UN PO' DI STORIA...

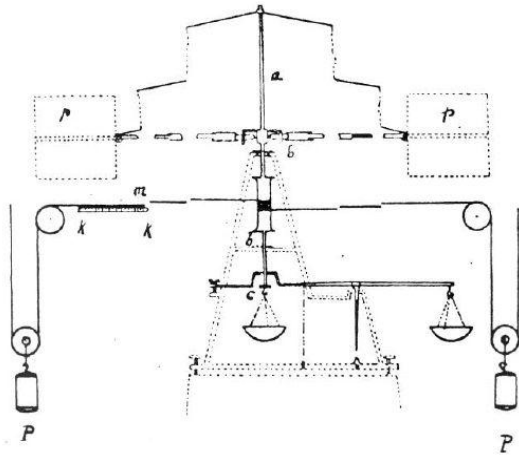
1.1 I PRIMI STUDI

La sperimentazione aerodinamica venne presa per la prima volta in considerazione da Leonardo da Vinci (1452-1519), il quale riuscì a comprendere che un fluido può esercitare su di un corpo solo una resistenza e non una spinta; inoltre, osservando attentamente il volo degli uccelli, intravide quelli che sono i concetti primari di sustentazione: la velocità relativa tra fluido e corpo e la creazione della portanza a causa della differenza di pressione fra dorso e ventre dell'ala. Più tardi Galileo Galilei (1564-1642) e Isaac Newton (1642-1727) scoprirono che la resistenza aerodinamica è proporzionale al quadrato della velocità relativa, mentre Daniel Bernoulli (1700-1782) nel 1738 enunciò il principio di conservazione dell'energia, per cui un flusso di fluido incomprimibile (ovvero non soggetto a variazione di densità) mantiene costante la propria energia totale, data dalla somma di energia statica ed energia dinamica; in sostanza ad un aumento di velocità relativa corrisponde una riduzione di pressione e viceversa.

D'Alembert (1717-1783) ipotizzò che la resistenza fosse il frutto dell'urto delle particelle su un solido ma, incurante della resistenza interna del fluido (viscosità), ottenne una pressione uguale sia a valle del corpo che a monte, quindi un paradossale inesistenza della resistenza (*paradosso di D'Alembert*).

1.2 I PRIMI TENTATIVI

La ricerca non riusciva ancora a dare delle risposte soddisfacenti riguardo l'aerodinamica, ed è per questo motivo che fu necessario trovare nuovi metodi di sperimentazione; la maggior parte dei ricercatori fra il Settecento e l'Ottocento costruì *maneggi o mulinelli*, ovvero dei bracci orizzontali che ruotavano a velocità uniforme attorno ad un asse verticale alle cui estremità erano fissati i corpi da analizzare.



Maneggio di Von Lössl; il moto rotatorio veniva inizialmente fornito da pesi in caduta, seguiti poi da motori a vapore, a combustione interna ed elettrici

Il primo a realizzare e ad utilizzarli fu il matematico inglese Benjamin Robins (1703-1751).

I maneggi presentavano notevoli difetti, dovuti principalmente al moto rotatorio che metteva il modello in condizioni di volare all'interno della sua scia (e quindi in una corrente turbolenta) ma anche alle carenze tecnologiche del tempo, rendevano le prove difficilmente misurabili e attendibili.

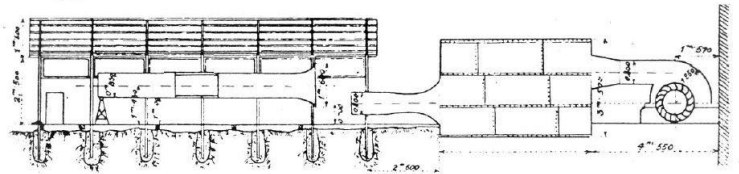
Nonostante ciò la ricerca scientifica fece notevoli passi in avanti, in quegli anni infatti George Coley (1773-1857) intuì la separazione fra spinta e portanza. Vennero poi enunciate le equazioni di Navier e Stokes con il quale successivamente si poté definire il moto potenziale e il moto vorticoso. D'altra parte Osborne Reynolds scoprì che la transizione fra flusso laminare e turbolento avviene ad un certo valore adimensionale chiamato appunto *numero di Reynolds*.

1.3 LE PRIME GALLERIE

Nel 1871 l'inglese Frank H. Wenham concepì un condotto da 1,5x1,5ft nel quale l'aria, soffiata da un'elica mossa da un motore a vapore, investe un modello opportunamente supportato nel quale possono essere eseguite varie misurazioni: nasce

il concetto di *galleria aerodinamica*, in cui viene simulata la velocità relativa fra aria e modello.

Tra Ottocento e Novecento si abbandonarono quindi i maneggi e si costruirono questi innovativi anche se ancora rudimentali mezzi in Inghilterra, Stati Uniti, Russia e in Italia, dove nel 1904 lo scienziato *Gaetano Arturo Crocco* costruì una galleria ad aria spinta da un ventilatore centrifugo da 30HP.



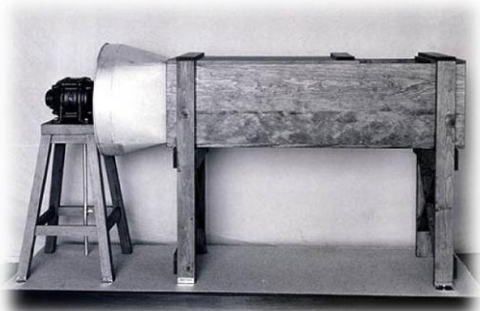
La prima galleria di Crocco

Erano presenti ancora degli ostacoli per soddisfare completamente la relatività fluidodinamica; infatti nella galleria si può accelerare solo una piccola parte dell'atmosfera, e la turbolenza prodotta dalla ventola e i sistemi di supporto e di misurazione rendono la corrente disturbata e poco realistica.

1.4 FINALMENTE...SI VOLA!

A cavallo fra l'ultimo decennio dell'Ottocento e il primo del Novecento, si approfondì il concetto di portanza, soprattutto con le teorie di Lanchester dell'onda portante (1894) e di Kutta e Jukhovsky, per cui si affermò la necessità di creare dei profili alari di una certa curvatura, che però non deve eccedere in modo da evitare la separazione del flusso e quindi una resistenza aggiuntiva di scia (*teoria dello strato limite* di Pradtl).

Intanto il tedesco Otto Lilienthal (1848-1896), dopo aver sperimentato vari bracci rotanti per studiare le superfici portanti, diventò il primo aviatore nel 1891 grazie ai suoi voli librati per mezzo di primordiali deltaplani di sua fabbricazione.



La prima galleria dei fratelli Wright era ad aria soffiata e con una bilancia differenziale per ridurre gli effetti di disturbo della corrente che si potevano presentare all'interno della condotta

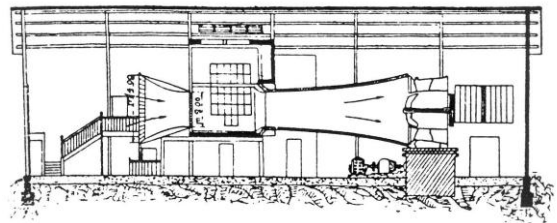
Qualche anno più tardi, precisamente negli Stati Uniti d'America, Wilbur e Orville Wright, cominciarono a costruire i loro primi alianti, che perfezionarono poi grazie alle loro personali gallerie del vento.

Nel 1903 il loro terzo aliante venne fornito di un sistema propulsivo costituito da due eliche controrotanti da 2,5m mosse da un motore a benzina da 12HP, che nel mattino del 17 dicembre a Kitty Hawk (North Carolina) consentì il primo volo umano motorizzato della Storia: l'era dell'aviazione ebbe finalmente inizio!

1.5 GALLERIE PIÙ EFFICIENTI

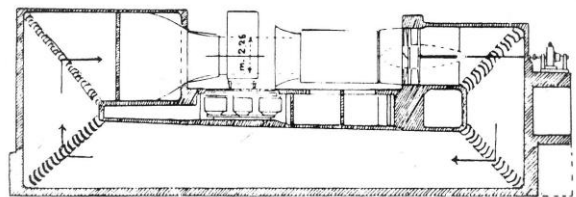
L'impresa dei fratelli Wright fu rivoluzionaria e dimostrò l'utilità delle gallerie del vento; ciò indusse una fase di miglioramento della qualità della corrente.

Gustave Eiffel, che aveva precedentemente effettuato prove su modelli in caduta libera dalla torre omonima, costruì nello stesso anno la sua prima galleria ad aria aspirata, la cui particolarità fu la presenza di un condotto convergente che aumentava la velocità della corrente in entrata fino alla camera di prova aperta, per poi attraversare un ventilatore centrifugo da 68HP. Nel 1912 ne realizzò un'altra in cui aggiunse, oltre al convergente, un diffusore a sezione divergente per trasformare l'energia cinetica in energia di pressione; creò così un venturi che riduceva sensibilmente la potenza da impiegare.



La seconda galleria di Eiffel ad Auteuil; velocità massima di 115km/h con 62HP

Ludwig Prandtl realizzò nel 1908 la prima galleria a circuito chiuso con sezione di prova aperta, in cui le perdite furono ridotte con un convergente ed un diffusore collegati fra loro attraverso una condotta di ritorno; vennero inoltre aggiunte delle reti per ridurre il livello di turbolenza della corrente.



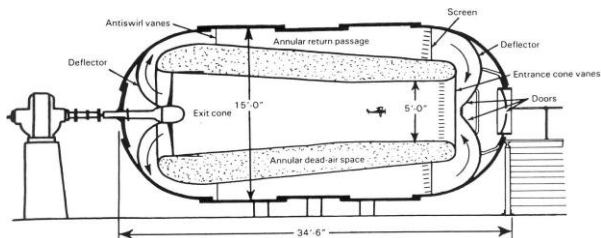
Galleria di Prandtl a Göttingen

Lo sviluppo e l'utilizzo delle gallerie crebbe in modo esponenziale, sia come termini di potenza e velocità sia come livello di precisione e attendibilità degli esperimenti effettuati, consentendo tra l'altro a Prandtl di formulare la *teoria dell'ala finita* nel 1911 per cui si poté introdurre il concetto di resistenza indotta.

1.6 SVILUPPI FRA DUE GUERRE

Alle fine della Prima Guerra Mondiale tutte le Aeronautiche Militari possedevano dei centri di ricerca aerodinamica.

Si affrontò soprattutto l'influenza del numero di Reynolds sui coefficienti aerodinamici, per poter trasferire i risultati ottenuti in galleria ai velivoli reali. Per mantenere lo stesso numero di Reynolds si può agire sulla pressione, che influenza la densità e quindi la viscosità.



Galleria a densità variabile (VDT) di NACA Langley; fu costruita in legno ed era costituita da un condotto da 5ft a circuito aperto contenuto in un grosso serbatoio in pressione (max 20 bar); essa fu distrutta da un incendio.

Nel 1923 fu creato presso i laboratori NACA di Langley (USA) una *galleria a densità variabile*. Fu questa la galleria che consentì lo studio dei profili NACA a 4 cifre, pubblicati poi nel 1933.

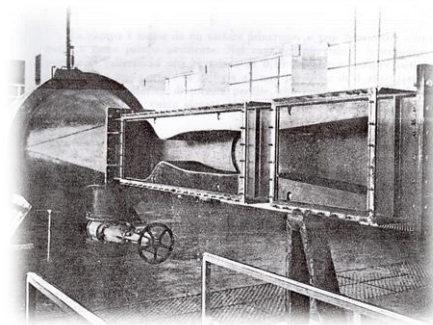
Si scoprì inoltre che lo studio del centramento e della stabilità dell'aeroplano si può fare anche su modelli piccoli, mentre il calcolo della velocità massima e della velocità minima sono più incerti perchè dipendenti dal numero di Reynolds.

Fra gli anni 30' e 40' furono poi realizzate in paesi come Francia, USA, URSS e Germania delle *gallerie per velivoli in vera grandezza*, necessarie per effettuare prove aeroelastiche sulle eliche, lo studio del raffreddamento dei motori e della rugosità superficiale dei rivestimenti.

Vennero sviluppate *gallerie verticali* per lo studio della vite, delle gallerie in cui si riproducevano le condizioni di temperatura ed umidità favorevoli alla *formazione di ghiaccio* (vedi appendice), delle gallerie per la *propulsione* e le prime gallerie *transoniche, supersoniche e ipersoniche*.

Nell'Italia del Fascismo venne inaugurato nel 1936 il centro di Guidonia, in cui erano presenti sei gallerie, quattro uguali per prove classiche (a circuito chiuso e vena libera, velocità max 252km/h, diametro 2m) , una per la ricerca (a doppio ritorno, velocità 360km/h, diametro 3m) ed una verticale, tutti potenziati con motori a corrente continua.

Venne aggiunta successivamente una galleria ultrasonora, in cui lo scienziato Antonio Ferri vi studiò l'interazione fra le onde d'urto che si presentavano in regimi supersonici e lo strato limite.



La galleria ultrasonora del centro di Guidonia a circuito chiuso, pressione variabile da 1,1 a 4 bar (40cmx40cm, numero di Mach=2) azionata da un compressore centrifugo da 2,3 MW

Purtroppo le vicende tragiche avvenute durante la Seconda Guerra Mondiale portarono, dopo l'armistizio dell'8 settembre 1943, alla completa distruzione delle gallerie di Guidonia in seguito alla trafugazione da parte dei tedeschi di motori, attrezzature e strumenti delle gallerie subsoniche. Molte altre gallerie furono prede belliche molto ambite, e questo ne dimostrò la loro fondamentale importanza; ad esempio la galleria tedesca di Peenemunde, la prima supersonica e dove furono testati i primi razzi ballistici come il V2, nel 1946 fu trasferita negli Stati Uniti a White Oak, Md.

1.7 IL DOPOGUERRA

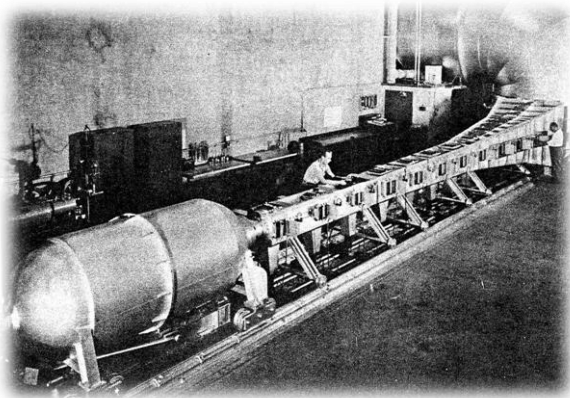
Già nelle gallerie degli anni '30 e nelle battaglie aeree della Seconda Guerra Mondiale si constatarono forti cambiamenti dei coefficienti aerodinamici e della stabilità dei profili a numeri di Mach prossimi a 1. Subito dopo il conflitto venne costruita a Langley una *galleria transonica* nella quale, per evitare lo strozzamento dovuto alla presenza del modello, vennero impiegate pareti fessurate; questo impianto fu coperto da segreto militare data la sua importanza riguardo il progetto di una nuova generazione di aerei da caccia. Altre gallerie vennero realizzate con pareti perforate per eliminare il problema della riflessione delle onde d'urto.

Altre gallerie transoniche, dette *criogeniche*, consentono di ottenere alti numeri di Reynolds abbassando la temperatura a pressione costante a circa -180 °C.



Galleria transonica dell' ONERA (Francia) a pareti perforate
Fu grazie a queste gallerie che si potè applicare la "regola delle aree" su velivoli cargo o passeggeri transonici, l'ala a freccia e l'ala a freccia variabile di caccia come F111, F14 e Tornado.

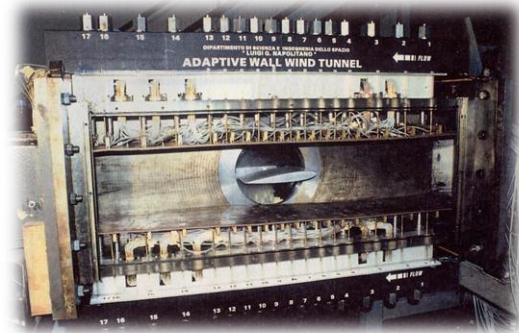
La corsa allo spazio indotta dalle due superpotenze (USA e URSS) negli anni '50 segnò lo sviluppo di *tubi d'urto* e *gallerie cannone* che simulano una esponenziale variazione di densità e di temperatura proprie del rientro in atmosfera delle navicelle spaziali.



Simulatore del rientro nell'atmosfera dell'Ames (USA)

D'altro canto le gallerie subsoniche furono, dal dopoguerra a oggi, sempre oggetto di miglioramenti, sia per applicazioni che richiedono più accuratezza come nello studio dell'elicottero, sia a causa dell'aumento della produzione di velivoli commerciali in serie e nella necessità quindi di ridurre i costi. Un bell'esempio è lo sviluppo da parte dell'italiano Ferri negli anni '80 di *gallerie a pareti adattabili* con il quale è possibile assecondare la direzione del getto e

ridurre sensibilmente l'interferenza di parete, dovuta alla rugosità superficiale, e il bloccaggio, ovvero l'aumento della velocità indisturbata.



Galleria a pareti adattabili dell'università di Napoli

1.8 SVILUPPI ATTUALI E VERSO IL FUTURO

L'avvento del computer ha consentito l'approccio numerico alla soluzione dei problemi aerodinamici, permettendo di trovare soluzioni non ottenibili per via analitica. Un computer fornito di opportuni codici di calcolo lavora più economicamente di una galleria del vento reale per la continua crescita della potenza dei processori e per il contemporaneo calo dei costi; ha inoltre il vantaggio di non soffrire dei problemi tipici delle gallerie del vento quali l'interferenza delle pareti, la cattiva qualità della corrente, la difficoltà di riprodurre il numero di Reynolds e le alte temperature del volo ecc.

Questo però è vero solo per campi di moto abbastanza semplici. Anche il computer ha delle notevoli limitazioni in termini di velocità di calcolo, di capacità di memoria e di software.

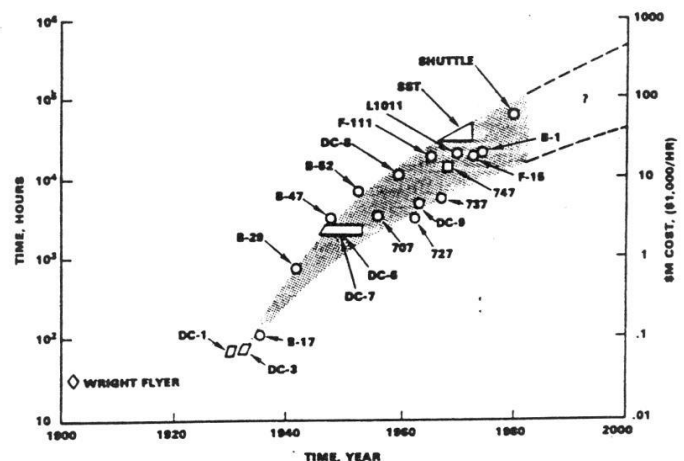


Fig.11 Incremento negli anni dell'utilizzo delle gallerie

Osservando il grafico si può avere un'idea dell'incremento esponenziale dell'utilizzo delle gallerie, ma anche delle ore utilizzate per la sperimentazione: si è passati dalle 100 ore di prove richieste per la progettazione del DC-3 alle 10.000 ore richieste per il B52 ed alle 100.000 ore richieste per la progettazione dello Space Shuttle. E' inutile dire che le gallerie aerodinamiche resteranno, nonostante il progresso della "fluidodinamica computazionale", dei mezzi indispensabili nella progettazione dei velivoli del futuro.

2. ANALISI TECNICA DELLE GALLERIE

2.1 CLASSIFICAZIONE

La sperimentazione in galleria aerodinamica è possibile grazie al *principio di reciprocità*, il quale afferma che le azioni aerodinamiche che nascono su un corpo in movimento alla velocità V in atmosfera in quiete sono le stesse che nascono in un corpo fermo investito da una corrente di velocità V .

La necessità di sperimentare con modelli in scala ridotta ha fatto nascere il problema della *similitudine* con i velivoli reali per determinare i coefficienti aerodinamici (coefficiente di portanza, resistenza, devianza e momento) e il loro grado di approssimazione. Generalmente si considerano costanti le seguenti grandezze adimensionali:

- Numero di Reynolds

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu}$$

- Numero di Mach

$$Ma = \frac{V}{\sqrt{kRT}}$$

- Numero di Froude

$$Fr = \frac{V}{\sqrt{gL}}$$

Dove ρ è la densità del fluido (aria), V è la sua velocità, L lo spazio percorso (in un ala può essere considerata la corda alare), μ la viscosità, P la pressione statica e g l'accelerazione di gravità.

La similitudine completa è praticamente impossibile; solitamente quindi è sufficiente rispettare solo uno di essi a seconda del campo di impiego sperimentale. Il numero di Reynolds viene applicato per fluidi viscosi e incompressibili, quindi in campi nettamente subsonici; il numero di Mach trova applicazione per campi di velocità transonici, supersonici e ipersonici dove la comprimibilità del fluido non risulta più trascurabile; il numero di Froude riguarda lo studio di fluidi pesanti e viene applicato in idrodinamica.

Esistono dunque molte tipologie di gallerie, classificate secondo il loro:

- **Campo di velocità:** subsoniche, transoniche, supersoniche, ipersoniche
- **Tipo di funzionamento:** continuo, intermittente
- **Tipo di costruzione:** senza ritorno, con ritorno, con doppio ritorno, verticale
- **Particolare utilizzo:** a densità variabile, a bassa turbolenza, criogeniche

2.2 GALLERIE SUBSONICHE

Le gallerie subsoniche sono quelle in cui le velocità della corrente sono inferiori o molto inferiori a 0,75 Mach, soglia del campo transonico; gli effetti della comprimibilità del gas sono trascurabili ed è considerato valido il principio di continuità di Bernoulli:

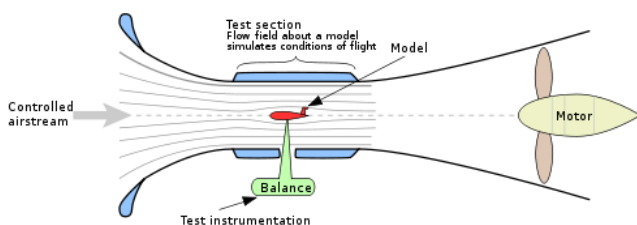
$$p + \rho \frac{v^2}{2} + \rho gh = \text{costante}$$

Una galleria classica è costituita dai seguenti componenti:

- *Convergente.* In esso l'aria accelera riducendo contemporaneamente il livello di turbolenza e lo spessore dello strato limite sulle pareti; il rapporto di contrazione massimo della sezione arriva a 6 grazie al gradiente di pressione negativo che evita la separazione dello strato limite.
- *Camera di prova.* In essa l'aria ha velocità massima e all'interno viene testato il modello effettuando le

misurazioni; è importante conoscere parametri come il numero di Reynolds, livello di turbolenza, temperatura e umidità che possono caratterizzare la prova. Il modello deve inoltre avere una sezione frontale molto piccola rispetto alla sezione della condotta in modo da ridurre gli effetti di "bloccaggio" e di interferenza di parete.

- *Diffusore.* In esso l'aria viene decelerata, sia per motivi di riduzione di potenza sia per il ricongiungimento al convergente nei circuiti chiusi. Il gradiente positivo di pressione è sfavorevole per quanto riguarda lo strato limite, e non si superano mai angoli di divergenza dei 2° o 3°.
- *Ventilatore-motore.* Il motore è di tipo elettrico e può essere esterno o coassiale al ventilatore, composto da uno o una serie di eliche coassiali oppure affiancate, il cui compito è di trasferire l'energia cinetica fornita dal motore al fluido sotto forma di energia di pressione.
- *Altri elementi.* Curve sagomate (per circuiti chiusi), pannelli a nido d'ape (nel convergente per direzionare il flusso), reti antiturbolenza.



La configurazione convergente-divergente consente un notevole risparmio energetico:

$$W = \frac{1}{2} \rho S V^3$$

Questa è la potenza richiesta in una condotta a sezione costante S con velocità del flusso V .

A questa tubazione si aggiunge un convergente-divergente, con camera di prova centrale.

Essendo costante la portata secondo il principio di continuità:

$$\begin{aligned} \rho V_1 S_1 &= \rho V_2 S_2 \\ V_1 S_1 &= V_2 S_2 \\ V_1 &= \frac{V_2 S_2}{S_1} \end{aligned}$$

Quindi la potenza nella sezione S_2 del ventilatore risulta:

$$\begin{aligned} W' &= \frac{1}{2} \rho S_2 V_2^3 = \frac{1}{2} \rho S_2 \frac{V_1^3 S_1^3}{S_2^3} = \frac{1}{2} \rho \frac{S_1^3}{S_2^2} V_1^3 \\ \frac{W}{W'} &= \frac{\frac{1}{2} \rho S_1 V_1^3}{\frac{1}{2} \rho \frac{S_1^3}{S_2^2} V_1^3} = \frac{S_2^2}{S_1^2} \end{aligned}$$

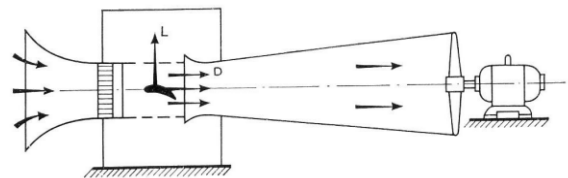
Ipotesizzato D_2 doppio rispetto a quello della camera di prova D_1 :

$$\begin{aligned} \frac{S_2}{S_1} &= 4 \\ W' &= \frac{W}{16} \end{aligned}$$

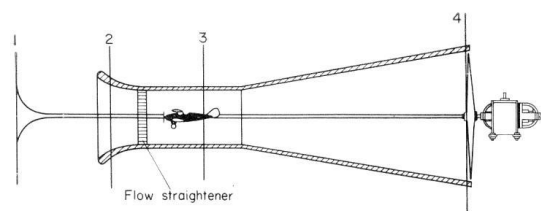
In questo calcolo non si considerano le perdite di carico, motivo per cui il rendimento delle gallerie non supera mai l'85%-90%.

Esistono quattro tipi fondamentali di gallerie subsoniche:

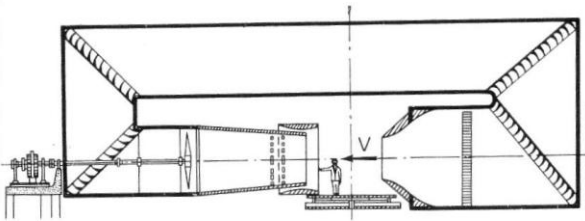
- Galleria di tipo Eiffel (circuitto aperto e camera di prova aperta)



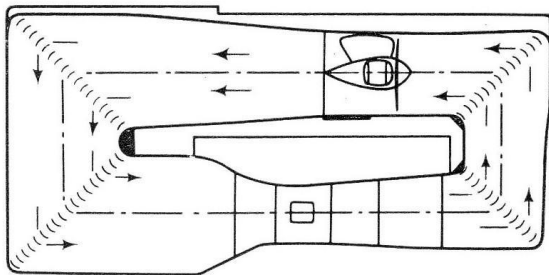
- Galleria di tipo NPL (circuitto aperto e camera di prova chiusa)



- Galleria di tipo Pradtl o Göttingen (circuitto chiuso e camera di prova aperta)



- Galleria subsonica moderna (circuitto chiuso e camera di chiusa)



La camera di prova è aperta nel caso si voglia testare i modelli a pressione atmosferica, mentre quelle a camera di prova chiusa consentono la regolazione della pressione in base alle quote di volo da simulare.

Nelle gallerie a circuito aperto l'aria viene prelevata direttamente dall'esterno. Questa configurazione è la meno costosa ma viene utilizzata solo per gallerie di piccole dimensioni destinate alla ricerca di base o alla didattica, poichè la qualità della corrente è fortemente influenzata dalla turbolenza atmosferica e dalla presenza di ostacoli fissi o mobili, che ne limitano il recupero di energia cinetica.

Le gallerie a circuito chiuso garantiscono una qualità della corrente superiore, ma sono più ingombranti, più costose e più difficili da realizzare perchè è necessario:

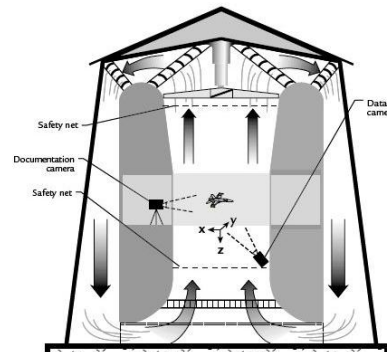
- Un circuito di ritorno con diametro molto grande rispetto alla camera di prova per ridurre la velocità e le perdite;
- Sagomare le deviazioni a 90° per ridurre le zone vorticose;
- Utilizzare uno scambiatore di calore per mantenere a temperatura costante il getto;

- Installare reti o pannelli a nido d'ape a monte della camera di prova per ridurre la turbolenza generata dal ventilatore.

Alcune gallerie subsoniche aumentano la pressione interna al condotto, nel caso via sia temperatura costante, in modo da variare la densità e aumentare proporzionalmente il numero di Reynolds: *le gallerie a pressione o a densità variabile.*

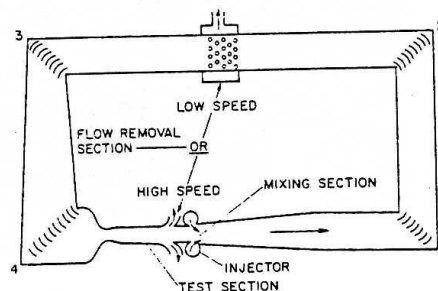
Tali gallerie vengono impiegate per ricerche su sistemi di ipersostentazione usati nel decollo e nell'atterraggio, ma la loro costruzione comporta costi notevoli di realizzazione e l'utilizzo di bilance ed estensimetri che riescano a misurare forze molto elevate, fino a 100kN.

Esistono delle particolari *gallerie verticali* per lo studio della vite o di evoluzioni acrobatiche degli aerei e l'autorotazione degli elicotteri; il modello viene lanciato a mano e le manovre vengono eseguite mediante radiocomando.



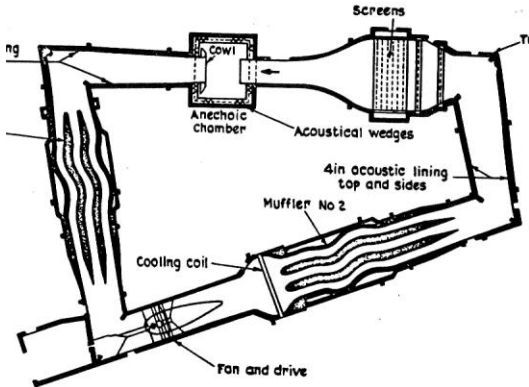
Langley 20-Foot Vertical Spin

Nelle *gallerie a induzione o iniezione* il getto di aria compressa mantiene in moto, per trascinamento, la corrente principale, fornendole l'energia necessaria per compensare le perdite totali del circuito.



Schema impianto pilota Ames con pressione variabile da 1 a 10 bar, iniettore al massimo 100 bar.

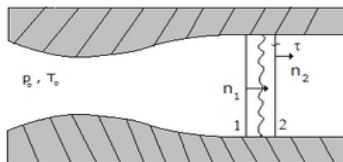
Nelle gallerie anecoiche la camera di prova è racchiusa in una camera insonorizzata, e il circuito del vento ha le pareti isolate acusticamente con materiale assorbente dello spessore di 10cm; inoltre sono presenti, oltre al refrigeratore, due silenziatori a pareti ondulate per ridurre il rumore di fondo della vena.



Impianto per esperienza anecoiche al NSRDC degli Stati Uniti

2.3 GALLERIE TRANSONICHE

Nelle gallerie transoniche la velocità della corrente d’aria è compresa fra 0,75 Mach a 1,2 Mach, campo di velocità in cui, a causa del raggiungimento della velocità del suono, si forma un’onda d’urto normale che rallenta bruscamente il flusso; quest’onda si riflette sulle pareti della camera di prova e provoca la “strozzatura” della corrente, una condizione per cui ad un aumento della pressione a monte ed ad una diminuzione della pressione a valle non corrisponde un’aumento della portata.

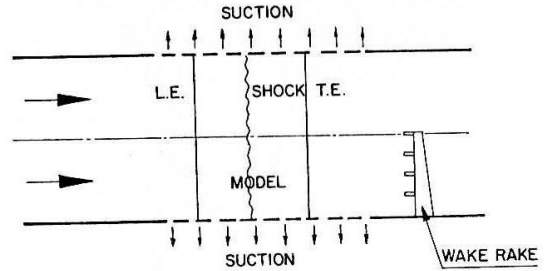


Formazione di un’onda d’urto normale in una condotta

$$V_1 > 1 \text{ Mach} ; V_2 < 1 \text{ Mach}$$

$$\frac{P_2}{P_1} > 1; \frac{T_2}{T_1} > 1; \dot{m} = \text{cost}$$

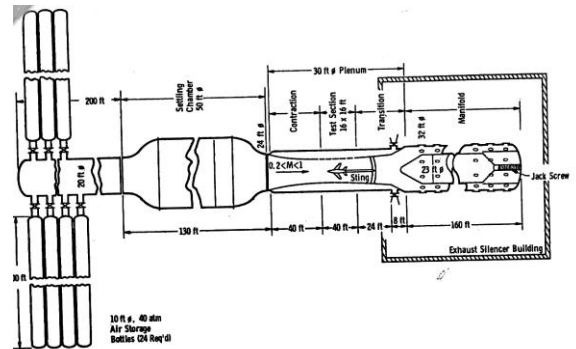
Per ovviare a questi inconvenienti si usano, nella camera di prova, pareti perforate o fessurate e si aspira lo strato limite attraverso dei fori collegati ad una camera a pressione.



Schema di camera di prova a pareti perforate e aspirazione dello strato limite (Leading Edge & Trailing Edge)

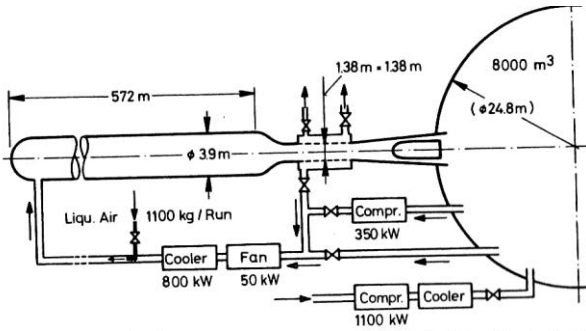
Le gallerie transoniche e supersoniche necessitano di elevata potenza per unità di portata e sono azionate usualmente da compressori assiali; una notevole riduzione di potenza installata è consentita dagli impianti *intermittenti*, ovvero con durata di prova non superiore ai 20-30 secondi, che possono essere:

- *A raffica o a compressione*; l’aria viene immagazzinata ad elevata pressione (fino a 200 bar) in un serbatoio e, aprendo una valvola, la si fa defluire prima in una camera di ristagno a pressione costante e poi, tramite una valvola ed un effusore, nella camera di prova.



Schema di una galleria a raffica

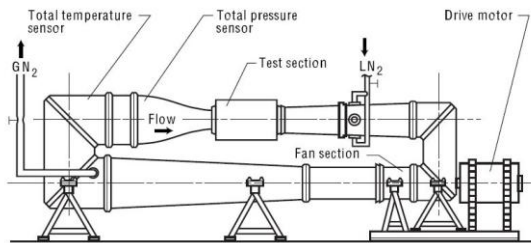
- *Ad aspirazione o a depressione*; in un grande serbatoio viene creato il vuoto ed è messo in comunicazione, mediante l’apertura di una valvola, con l’ambiente esterno. L’aria risucchiata attraversa un effusore, entra nella camera di prova e raggiunge il serbatoio.



$Re = 40 \cdot 10^6$ ($M_\infty = 0.9$, $p_{01} = 5.46 \text{ bar}$, $T_{01} = 120 \text{ K}$), Run Time = 4.46 s

Schema di una galleria ad aspirazione

Nelle gallerie criogeniche, abbassando la temperatura a pressione costante, la viscosità e la velocità del suono diminuiscono, mentre la densità aumenta. Perciò, a parità di dimensioni, il raffreddamento porta ad un rapido aumento del numero di Reynolds (prossimi a quelli di volo) e ad una riduzione della potenza necessaria. Per raffreddare il fluido si spruzza azoto liquido (LN_2).



Galleria criogenica transonica a Langley (USA); la temperatura varia da -196°C a 77°C

2.4 GALLERIE SUPERSONICHE

Sono le gallerie il cui campo di velocità varia da 1,2 Mach a 5 Mach; l'aria in questa situazione non può essere più semplificata a fluido incomprimibile, poichè la densità risulta variabile all'interno della condotta e lungo il modello. La similitudine parziale verrà quindi applicata mantenendo costante il numero di Mach fra caso reale e simulazione.

Le tre relazioni fondamentali nello studio dei fluidi comprimibili sono:

- Velocità del suono,

$$c = \sqrt{kRT} = \sqrt{dp/d\rho}$$

- Teorema di Bernoulli generalizzato,

$$\frac{1}{2} V^2 + c_p T = \text{cost}$$

Dove c_p è il calore specifico a pressione costante.

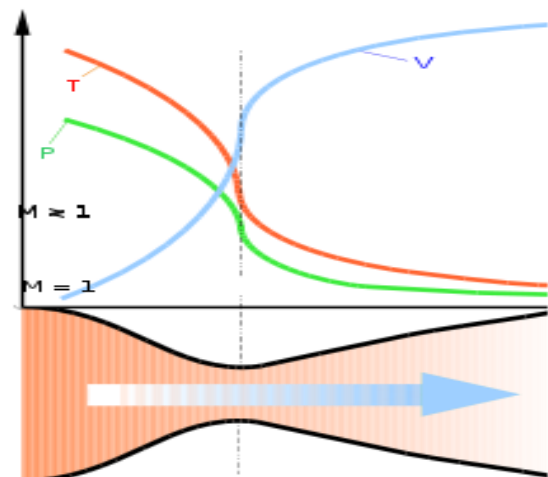
- Principio di continuità,

$$\rho V S = \text{cost} \rightarrow \frac{d\rho}{\rho} + \frac{dS}{S} + \frac{dV}{V} = 0$$

Da queste relazioni se ne ricava il Teorema di Hugoniot:

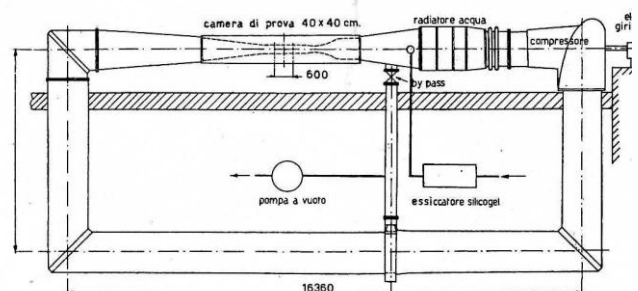
$$\frac{dS}{S} = \frac{dV}{V} (M^2 - 1)$$

Per numeri di Mach minori di 1 ad un aumento di sezione della condotta (condotto divergente) corrisponderà una riduzione di velocità, mentre per valori di Mach maggiori di 1 ad un aumento della sezione corrisponderà un'aumento di velocità.



Grandezze variabili in un ugello di De Laval, principio applicato anche nelle gallerie supersoniche

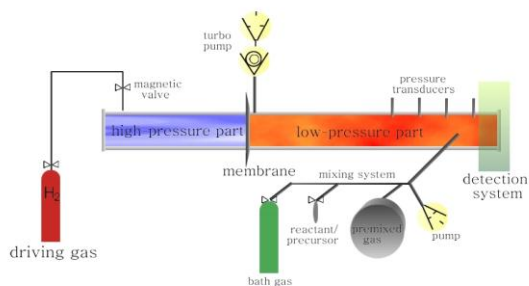
Il numero di Mach che si raggiunge nella camera di prova dipende dalla geometria dell'effusore e in particolare della sezione di gola; pertanto per sperimentare con valori diversi del numero di Mach, pur mantenendo costante il desiderato numero di Reynolds, è necessario cambiare ogni volta la geometria dell'effusore mediante delle pareti flessibili mosse da un apposito martinetto.



Galleria supersonica del Politecnico di Torino; è dotato di due ugelli a pareti rigide per raggiungere Mach 1,77 e 2,53

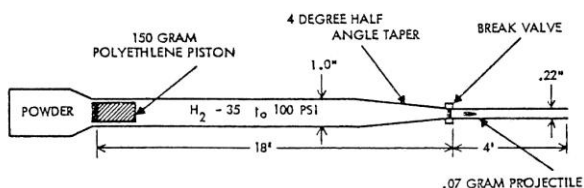
2.5 GALLERIE IPERSONICHE

In queste gallerie la velocità del fluido supera i 5 Mach; sono concettualmente identiche a quelle supersoniche, ma insorgono problemi di progetto dovuti alla notevole espansione del gas che porta alla liquefazione di componenti come ossigeno e azoto; è quindi necessario riscaldare l'aria, in particolare a Mach > 20 si utilizza un arco elettrico. Altri impianti sono i tubi d'urto e le gallerie cannone. I primi si avvalgono della propagazione di un'onda d'urto che si determina quando si rompe il setto che separa due parti di un condotto, l'una contenente gas a bassa pressione e l'altra lo stesso gas a bassa pressione; mentre la zona ad alta pressione è percorsa da onde di espansione, quella di bassa viene investita da una corrente ipersonica della durata di pochi centesimi o millesimi di secondo.



Schema di un tubo d'urto

Le gallerie cannone effettuano la compressione dell'aria mediante uno stantuffo sparato in un cilindro; questo cilindro è separato da una camera di ristagno mediante un diaframma che si rompe quando la pressione supera un valore prestabilito. La rottura determina un flusso di gas ad alta velocità che investe il modello.



Schema della galleria cannone; un proiettile di 7 grammi raggiunge la velocità di 10km/s

3. ATTREZZATURE DI PROVA

3.1 MODELLI E SUPPORTI

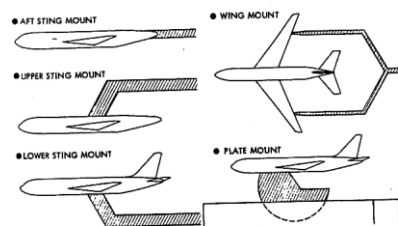
La costruzione e il progetto dei *modelli* varia molto a seconda dell'obiettivo della prova: per esempio nel rilievo delle forze la fusoliera viene realizzata in legno di noce o di faggio stratificato e le superfici portanti in duralluminio; per modelli oscillanti o per prove aeroelastiche si impiega una costruzione in resina poliestere rinforzata con fibre di vetro o di carbonio.

I modelli possono avere fino a 200 prese di pressione, realizzate con tubetti di rame annegati nella resina, collegate ai diversi sottosistemi del computer centrale, dal quale si possono ricavare i dati in tempo reale.



Modello di velivolo completo

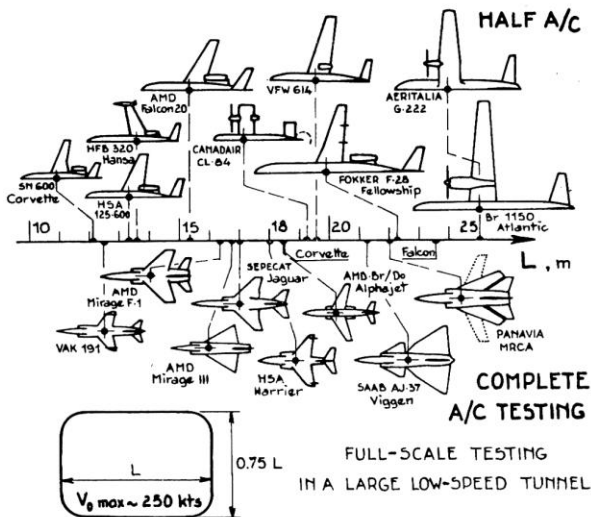
Il *sistema di sospensione* del modello deve essere il meno intrusivo possibile in modo da ridurre le incertezze nelle misure della resistenza: ciò è dovuto all'ostruzione della camera di prova che fa aumentare la corrente indisturbata e variare la pressione statica. Si genera inoltre un'azione viscosa nella zona di contatto fra modello e supporto, e l'interferenza d'onde d'urto a velocità supersoniche.



Esempi di supporti

Per prove in *grande scala* si possono utilizzare dei semi-modelli che possono occupare una parete

della camera di prova, in modo da evitare l'instaurarsi di flussi asimmetrici.



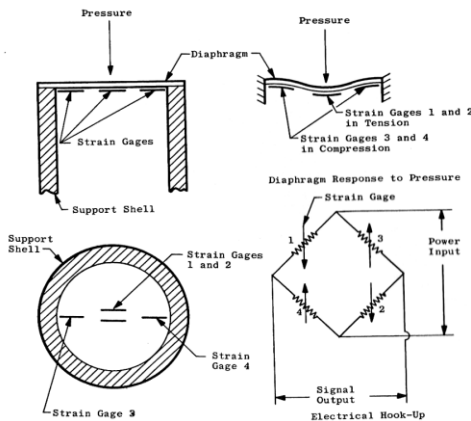
Dimensione camera di prova per esperienze in vera grandezza, apertura alare massima 0,7L

3.2 MISURAZIONE

Con la misurazione si possono studiare i comportamenti aerodinamici, ma viene utilizzata anche per assicurarsi che le prove siano eseguite entro certi parametri ambientali.

La pressione statica e totale viene rilevata grazie a delle sonde poste sulla superficie del modello o lungo la condotta della camera di prova e collegate a dei trasduttori di pressione.

Il trasduttore qui raffigurato è composto da un diaframma del diametro di 2,5mm e spessore di 0,006mm di materiale isolante, la cui deformazione provoca la variazione di resistenza elettrica degli estensimetri collegati in un ponte di Wheatstone; il segnale elettrico viene tarato come indicazione di pressione.



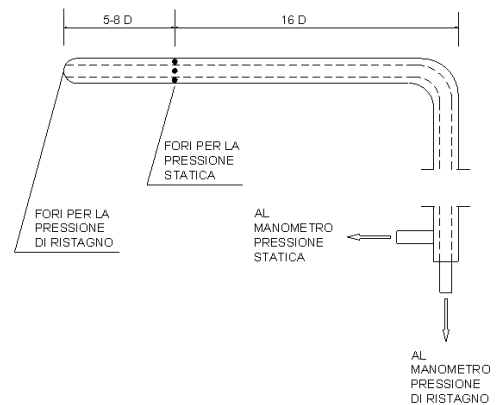
Trasduttore a diaframma

Gli strumenti di misurazione della velocità più utilizzati sono:

- *Tubo di Pitot.* Manometro differenziale fra pressione statica e dinamica, esso è collegato ad un trasduttore a membrana che rileva le due pressioni e ne determina la velocità secondo l'equazione:

$$V = \sqrt{\frac{2(p_s - p_d)}{\rho}}$$

Il tubo di Pitot viene impiegato soprattutto negli anemometri dei velivoli e in campi subsonici, anche come manometro.

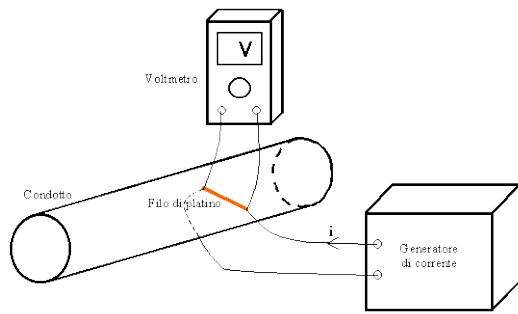


Sonda del tubo di Pitot

- *Anemometro a filo caldo.* Ha il vantaggio di essere piccolo e trasportabile; il suo principio di funzionamento si basa sullo scambio di calore che avviene tra il filamento di platino percorso da corrente elettrica ed il fluido che attraversa la galleria; il calore dissipato per effetto Joule è dato dall'equazione:

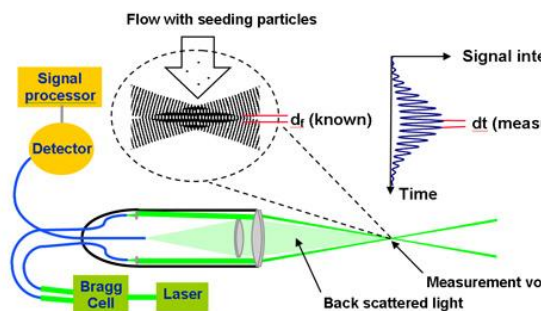
$$Q = \Delta V \cdot I = h \cdot S \cdot \Delta T$$

S è la sezione del filo, ΔT la differenza di temperatura tra filo e fluido, h è il coefficiente di convezione che è funzione anche della velocità; essa è ricavabile grazie a degli strumenti elettronici necessari al calcolo di h .



Schema di massima di manometro a filo caldo

- **Laser doppler velocimeter.** Lo strumento è costituito da una sorgente laser che viene sdoppiata da un cristallo. Uno dei due fasci viene portato ad una frequenza pari a 40 MHz ed entrambi passano in una lente convergente che focalizza il fascio in un punto interno al condotto. In esso si ha l'apparizione di frange chiare e frange scure che indicano la diversa riflessione di luce delle particelle di pulviscolo nel fluido. Focalizzando il fotomoltiplicatore nel punto in cui i due fasci laser si incontrano si può ricavare la variazione di frequenza e la velocità del fluido inviando un segnale elettrico allo strumento di misurazione. È uno strumento di altissima precisione che però ha costi notevoli.

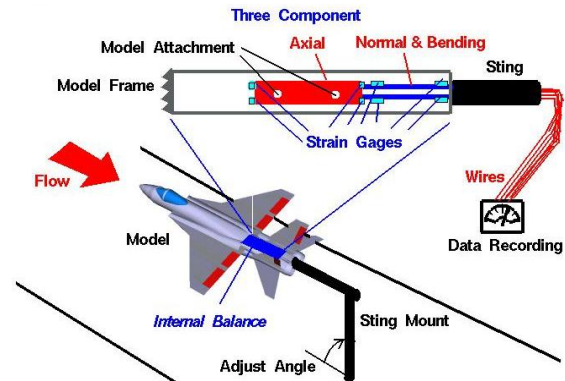


Schema di un laser doppler velocimeter

Le forze vengono rilevate con delle *bilance dinamometriche*, che possono essere sia esterne sia interne al modello. Grazie ad esse è possibile ricavare i diversi coefficienti aerodinamici (portanza, resistenza, momento e devianza). Un coefficiente di forza qualsiasi è dato dalla seguente equazione:

$$c_F = \frac{2F}{\rho V^2 S}$$

La più semplice bilancia porta-modello è la trave a sbalzo a sezione quadrata con applicati 2 estensimetri per ogni faccia laterale; grazie ad essi, collegandoli in ponti di Wheatstone, si ricavano le forze e i momenti richiesti.



La trave a sbalzo viene inserita all'interno del modello

3.3 VISUALIZZAZIONE DEI FLUSSI

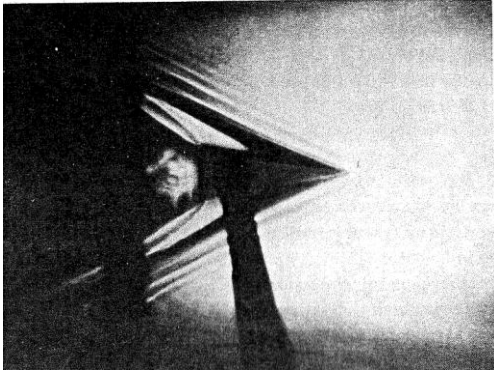
Per comprendere meglio i punti di discontinuità del flusso dove si vengono a generare distacchi della vena o altri fenomeni si utilizzano vari metodi di visualizzazione:

- **Fumi o bolle.** Vengono iniettati mediante ugelli nel tubo di alimentazione dell'aria e possono essere formati o da vapor d'acqua (per simulare il flusso dei getti dei motori) o da anidride carbonica solida (per flussi aerodinamici).
- **Fiocchi di lana.** Posizionando capillarmente su una superficie fili di lana lunghi qualche centimetro è possibile rilevare le zone di turbolenza nel caso in cui i fili si muovano vistosamente.



Utilizzo di fumi e fiocchi di lana in volo

- *Vasche d'acqua.* In esse è possibile simulare efficacemente i punti di distacco della vena e i bang sonici, in quanto le onde d'urto hanno un andamento assimilabile alle onde del pelo dell'acqua.



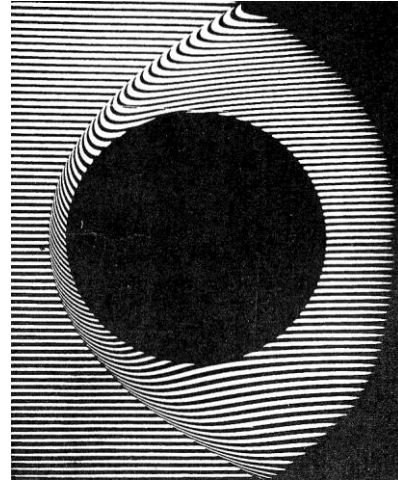
Analogia fra onde d'urto e onde superficiali del pelo libero dell'acqua

- *Metodo delle ombre.* Viene fotografato l'istante in cui una scintilla illumina il modello e, a causa della diversa rifrazione dovuta alla diversa densità, le onde d'urto appaiono in contrasto con il resto della corrente.



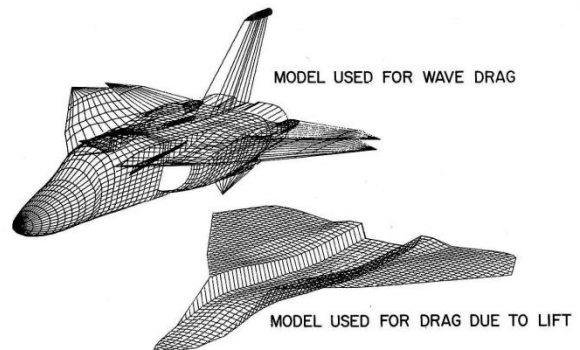
Metodo Schlieren delle ombre

- *Metodo interferometrico.* Simile al laser doppler, utilizza direttamente la diversa velocità della luce per rilevare distacchi della vena e onde d'urto in base alla variazione di densità e quindi di rifrazione della luce.



Interferogramma di una sfera del diametro di 8,9 cm in volo a Mach 5,7 con una pressione atmosferica di 0,05 atmosfere

L'aerodinamica computerizzata ha consentito la trasformazione della configurazione di superfici portanti o interi aeroplani in modelli matematici, da cui è possibile ricavare molto precisamente forze e flussi aerodinamici secondo rappresentazioni in 2D o 3D.



Disegni al computer di modelli numerici

4. APPENDICE:

4.1 THE NASA ICING RESEARCH TUNNEL

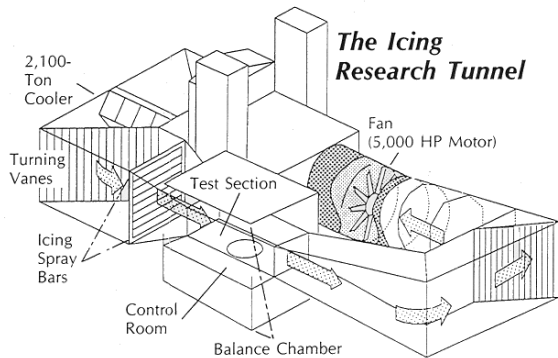
The Icing Research Tunnel (IRT) is placed in NASA Lewis Research Center; it is one of the world's largest refrigerated wind tunnels, dedicated to study various models of commercial or military aircrafts and helicopters in environmental conditions of ice generation that may appear in real flight through stratiform clouds (with horizontal trend) and cumuliform clouds (with vertical trend).



The simulation is regulated in the Control Room by an interactive computer system, which can be determined:

- **Uniform cloud** with pre-set **liquid water content** and **droplet size**, developed by eight sprays bars containing air-blast nozzles
- **Air temperature** with a cooler in conduct (that could cool 900 homes)
- Airspeed, model position, test time, tunnel lighting...

The IRT is a closed circuit wind tunnel provided of turning vanes for directing air along the circuit and an enormous fan (12 blades with 25ft diameter) linked to a 5000 HP motor with 50 to 460 rpm.

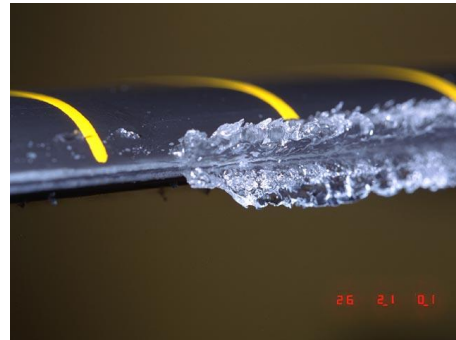


IRT	
Test section dimensions, ft	
Height	6
Width	9
Length	20
Liquid water content, LWC, g/m ³	.2 to 3.0
Drop size, median volume diameter, MVD, μm	15 to 50
Uniform icing cloud dimensions, ft	4.5×6
Cloud uniformity, percent LWC	±20
Test section air velocity, kts	50 to 350
Test section total temperature, °F	-25 to +40
Simulated engine flow lb/s	1 to 85
Heated auxiliary air (bleed simulation) (at 900° F and 120 psig), lb/s	1

The simulation is finalized to form, on models:

- **Rime ice** (thin ice with slow accumulation, that may affects windshields and probes)
- **Mixed ice** (clear ice with air inclusion, easy to remove with de-icing systems)

- **Clear ice** (compact ice with fast accumulation, difficult to drain)



Ice formation on leading edge of a model wing

Ice affects the most exposed parts of aircrafts (leading edge of wing, air intakes, windshields, control surfaces, probes, rotors and propellers, landing gear...); to prevent or to drain the formation of ice are used two types of systems:

- **Anti-icing systems**, may be chemical (water-repellent liquids application) or thermal (hot air application or power supply of coils)
- **De-icing systems**, that are mechanical (pneumatic Goodrich system)

Programs and projects that IRT supports are:

- NASA Test Programs
- NASA/Industry Cooperative Programs (Lockheed-Martin Joint Strike Fighter Test)
- Other U.S. Government Agency Programs (Aviation Safety Program)
- Industry Proprietary or No cooperative Programs (Hamilton Sunstrand EJR-190 Test)



Sikorsky Black Hawk rotor blade icing test

5. RINGRAZIAMENTI

Ringrazio tutti coloro che mi hanno aiutato alla realizzazione di questa tesi, in particolare l'ingegnere *Maurizio Missio* e l'ingegnere *Nicola Quitadamo*; ringrazio inoltre tutti i professori ed i compagni di classe che mi hanno accompagnato in questi lunghi ma intensi cinque anni di studi, i quali saranno certamente utili per poter affrontare al meglio il mio futuro professionale.

6. BIBLIOGRAFIA

- Ennio Mattioli "Aerodinamica" Levrotto&Bella
- Giuseppe P. Russo "Aerodinamica sperimentale 2 – Gallerie del vento"
- Michelangelo Flaccavento "Aerotecnica" Hoepli
- Michelangelo Flaccavento "Esercitazioni aeronautiche e laboratorio" Hoepli
- A. Ricciardi "L'aerodinamica delle basse velocità" Aviolibri
- Angelo Raffaele Bibbo "Impianti di bordo per aeromobili-Seconda edizione" IBN editore
- R.Trebbi "Dizionario Aeronautico Inglese-Italiano Italiano-Inglese" EditorialeDomus
- NASA IRT OFFICIAL SYTE
<http://facilities.grc.nasa.gov/irt/>
- WIKIPEDIA
http://it.wikipedia.org/wiki/Galleria_del_vento