

#8 風洞試験

航空機ビジネスプロフェッショナル養成講座

2020.10.24

三菱重工業株式会社

- 1 風洞試験とは
- 2 風洞の目的・種類
- 3 相似則
- 4 風 洞
- 5 模型と支持法
- 6 計測法
- 7 風試データの利用について

風洞とは気体（空気）流れを作り出す装置であり，広く流体の研究に利用されている。風洞を使って流体力学（空気力学）の現象を定性的，あるいは定量的に調べることを風洞試験（風試）と呼ぶ。

流体力学は他の物理学の分野に比べれば、実証された十分な数学的基礎を持っており、流れの状態はいくつかの微分方程式で記述することができる。計算機の発達により、これらの方程式を数値的に解く（CFD）ことも可能になってきているが、信頼性、汎用性の面から風試は今後とも最も有効な空力検討手段である。

航空機メーカにおける風洞試験は主として、次の目的で行われる。

- (1) 空力設計データ（性能・安定・操縦性・空力荷重）の取得
- (2) 空力特性の改善
- (3) 空力要素の開発
- (4) 実機空力問題の検討
- (5) 空力特性推算技術の改良

2. 風洞試験の目的・種類

全機の空力特性は種々の空力要素の特性が組み合わさったものと考えることができる。風試はこれら空力要素単体，部分的な組み合わせまたは全機形態について，前頁の目的のために行われる。それらを系統的に分類すると下表のようになる。

模型形態による分類	2次元翼試験	試験目的による分類	力計測試験
	半截模型試験		圧力計測試験
	部分模型試験		フラッタ試験
	全機試験		投下試験
			CTS試験
			空気取入口試験
			動安定試験
			スピン試験
			尾部排気試験
			自由飛行試験
			気流可視化試験

風洞試験は、通常、縮尺模型を使って行われるが、その風洞試験結果から実機の空力特性を推定しうる根拠又は条件を与えるのが相似則である。

相似則が満たされている限り、各風洞試験に固有な基準量で無次元化した風試結果（係数）は、模型の寸度や流体の相違によらず、これらの係数は同じ値となる。

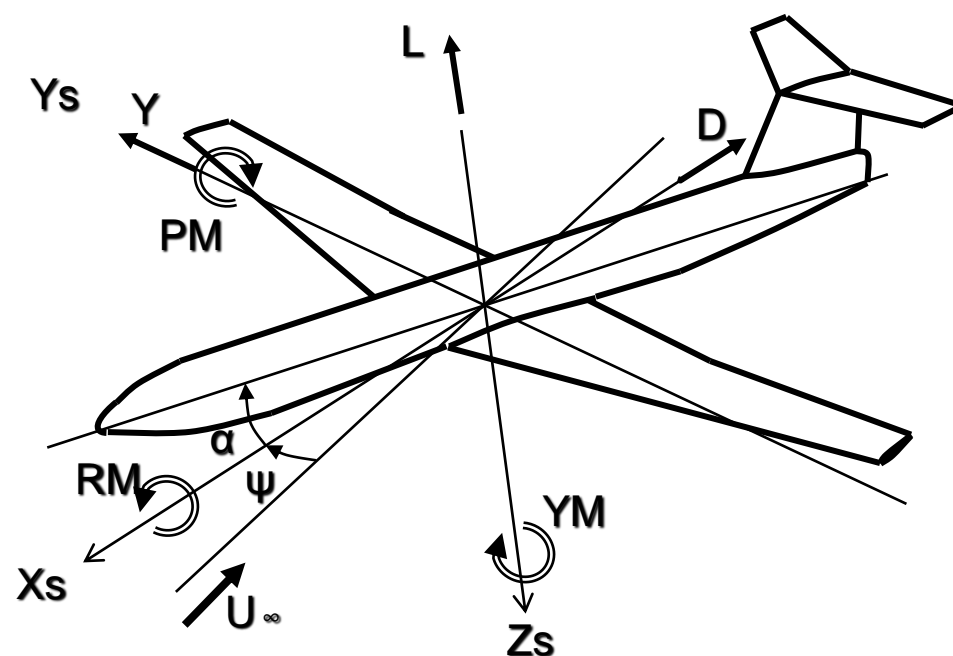
代表的な相似パラメータとしては、次のようなものがある。

相似パラメータ	定義	意味
レイノルズ数	$Re = \rho UL / \mu$	(慣性力) / (粘性力)
マッハ数	$M = U / a$	$\sqrt{}$ (慣性力) / (圧縮性による力)
フルード数	$Fr = U / \sqrt{gL}$	$\sqrt{}$ (慣性力) / (重力)
ストローハル数	$St = f L / U$	$\sqrt{}$ (振動に係わる力) / (慣性力)

風洞試験の中で最も一般的な剛体模型による力計測試験を例に，縮尺模型を用いる模型試験と実機試験の対応を説明する。

ここで模型試験とは以下のような試験である。

- ・ 形状：風洞模型と実機とは幾何学的に相似
- ・ U_∞ ：風洞試験では，風洞内一様流の速度ベクトル
実機では，飛行速度ベクトル
- ・ 座標軸：安定軸 (X_s - Y_s - Z_s)基準
- ・ 6分力：力 = 揚力 L ，抵抗 D ，横力 Y
モーメント
= ローリングモーメント RM ，
ピッチングモーメント PM ，
ヨーイングモーメント YM



安定軸座標系 (Stability Axis)

抵抗を例にとると、実機試験と模型試験では、次のような条件の違いがある。（つまり、抵抗は次のようなパラメータに支配される）。

- ・ 模型の大きさ（縮尺比） \longrightarrow 基準面積（ S ）
 - ・ 流速（実機の場合は対気速度）
 - ・ 空気密度（実機は高空を飛行）
- 動圧（ $1/2\rho U^2$ ）

次に示すように無次元化された抵抗係数が両者を結びつける鍵となる。

$D = C_D \underbrace{\frac{1}{2} \rho U^2}_{\text{動圧}} \underbrace{S}_{\text{基準面積}}$	実機試験 模型試験	$D_F = C_D \frac{1}{2} \rho_F U_F^2 S_F$ $D_M = C_D \frac{1}{2} \rho_M U_M^2 S_M$
--	------------------	---

ここで、

C_D 抵抗係数

ρ 空気密度 (kg/m^3)

S 基準面積 (m^2)

D 空気抵抗 (N)

U 流速 (m/s)

添字

F 実機試験

M 模型試験

流れが定常のとき，流れは慣性力，粘性力，弾性力に支配される。

$$\rho U^2 L^2 \sim (\text{動圧}) \times (\text{面積}) \sim \text{慣性力}$$

$$\frac{\mu U}{L} \cdot L^2 \sim (\text{粘性応力}) \times (\text{面積}) \sim \text{粘性力}$$

$$E L^2 \sim (\text{弾性率}) \times (\text{面積}) \sim \text{弾性力}$$

レイノルズ数

$$Re = \frac{\rho U L}{\mu} = \frac{\rho U^2 L^2}{(\mu U / L) L^2} \sim (\text{慣性力}) / (\text{粘性力})$$

マッハ数

$$M = \frac{U}{a} = \sqrt{\frac{\rho U^2 L^2}{\rho a^2 L^2}} = \sqrt{\frac{\rho U^2 L^2}{E L^2}} \sim \sqrt{(\text{慣性力}) / (\text{弾性力})}$$

ここで、風洞試験データと実機データが同じであるための相似条件を求めてみる。

レイノルズ数, マッハ数の相似パラメーターが模型と実機で等しくならなければならないから、

$$\text{Re} = \frac{\rho U L}{\mu} = \frac{U L}{\nu} = \frac{U' L'}{\nu'} \quad \nu = \frac{\mu}{\rho} : \text{動粘性係数}$$

$$M = \frac{U}{a} = \frac{U'}{a'}$$

$$\Rightarrow \frac{U}{U'} = \frac{L'}{L} \frac{\nu}{\nu'} \quad \frac{U}{U'} = \frac{a}{a'}$$

気流の特性が同一であるとする、 $\nu = \nu'$, $a = a'$

$$\Rightarrow \frac{U}{U'} = \frac{L'}{L} \quad \frac{U}{U'} = 1 \quad \Rightarrow \text{不成立}$$

相似則を完全に満たすことはできないので、色々な工夫(妥協, 条件の緩和など)が必要となる

ここでは、模型を使った実験において、実機の物理現象を再現するための法則（相似則）を微分方程式から導く方法を示す。

$$\begin{aligned} x &= L x' & y &= L y' & z &= L z' \\ u &= U_{\infty} u' & v &= U_{\infty} v' & w &= U_{\infty} w' \\ p &= p_{\infty} p' & t &= \tau t' & F_x &= g F'_x \end{aligned} \quad \text{‘は無次元量}$$

Navier-Stokesの方程式は

$$\begin{aligned} & \frac{L}{\tau U_{\infty}} \frac{\partial u'}{\partial t'} + u' \frac{\partial u'}{\partial x'} + v' \frac{\partial v'}{\partial y'} + w' \frac{\partial w'}{\partial z'} \\ &= \frac{Lg}{U_{\infty}^2} F'_x - \frac{p_{\infty}}{\rho U_{\infty}^2} \frac{\partial p'}{\partial x} + \frac{\nu}{LU_{\infty}} \left(\frac{\partial^2 u'}{\partial x'^2} + \frac{\partial^2 u'}{\partial y'^2} + \frac{\partial^2 u'}{\partial z'^2} \right) \end{aligned}$$

ストロー
ハル数

(フルード数)⁻²

オイラー数

レイノルズ数

次に次元解析によって導く方法を示す。次元解析は「全ての物理量が少数の基礎物理量の乗べき積で表されること。べきの次数について整合がとれていること」という原理に基づくものである。

基礎物理量は、質量(m)、長さ(L)、時間(t)、温度(T)、電流(i)である。

空気力学の物理量と次元

時間	t	粘性	m/Lt
長さ	L	動粘性	L^2/t
面積	L^2	表面張力	m/t^2
体積	L^3	仕事	mL^2/t^2
速度	L/t	仕事率	mL^2/t^3
加速度	L/t^2	トルク、モーメント	mL^2/t^2
力	mL/t^2	温度	T
質量	m	熱量	mL^2/t^2
圧力、応力	m/Lt^2	比熱	L^2/t^2T
弾性率	m/Lt^2	熱伝導率	mL/t^3T
密度	m/L^3		

3. 相似則

空気抵抗を例にとって説明する。

$$D = f_D(l, \rho, V, \mu, E)$$



物体の大きさ(l), 空気密度(ρ), 流速(V), 粘性係数(μ), 弾性率(E)の関数であると実験的に分かったとする

$$D = \sum C_i l^{\alpha_i} \rho^{\beta_i} U^{\gamma_i} \mu^{\delta_i} E^{\varepsilon_i}$$



多項式で近似的に表現

この式を次元で表現

$$L^{\alpha_i} \cdot \left(\frac{m}{L^3}\right)^{\beta_i} \cdot \left(\frac{L}{t}\right)^{\gamma_i} \cdot \left(\frac{m}{L t}\right)^{\delta_i} \cdot \left(\frac{m}{L t^2}\right)^{\varepsilon_i} = \frac{m L}{t^2}$$

$$m : \beta_i + \delta_i + \varepsilon_i = 1$$

$$L : \alpha_i - 3\beta_i + \gamma_i - \delta_i - \varepsilon_i = 1$$

$$t : -\gamma_i - \delta_i - 2\varepsilon_i = -2$$



$$\alpha_i = 2 - \delta_i$$

$$\beta_i = 1 - \delta_i - \varepsilon_i$$

$$\gamma_i = 2 - \delta_i - 2\varepsilon_i$$

$$D = \sum C_i l^{2-\delta_i} \rho^{1-\delta_i-\varepsilon_i} U^{2-\delta_i-2\varepsilon_i} \mu^{\delta_i} E^{\varepsilon_i}$$

従って

左辺と同じ次元を持つ量を抽出

$$= \rho U^2 l^2 \sum C_i \left(\frac{\mu}{\rho U l}\right)^{\delta_i} \left(\frac{E}{\rho U^2}\right)^{\varepsilon_i}$$

$$= \rho U^2 l^2 \sum C_i \left(\frac{1}{Re}\right)^{\delta_i} \left(\frac{1}{M^2}\right)^{\varepsilon_i}$$



$$C_D = \frac{D}{\rho U^2 l^2 / 2} = g(Re, M)$$

抵抗係数はReとMの関数

航空機の飛行範囲（速度・高度）は広く、一つの風洞で全てをカバーすることはできない。通常の航空宇宙機の場合、速度範囲に応じて主として次の風洞が使われる。

◇航空機開発に使われる風洞

- (1) 低速風洞(Low Speed Wind Tunnel)
- (2) 遷音速風洞(Transonic Wind Tunnel)
- (3) 超音速風洞(Supersonic Wind Tunnel)

(1) 回流型(Closed Circuit)

- ・ 密閉式(Closed Jet)
- ・ 開放式(Open Jet)

(2) 開流型(Open Circuit)

- ・ 吸込式(Suction)
- ・ 押込式(Blow Down)

(1) 連続型(Continuous)

(2) 間けつ型(Intermittent)

◇宇宙機開発に使われる風洞

次の風洞も使われる

(1) 極超音速風洞(Hypersonic Wind Tunnel)

(2) 高エンタルピー風洞 (High Enthalpy Wind Tunnel)

また、次のような新技術を用いた風洞もある。

- (1) アダプティブ壁風洞(Adaptive Wall Wind Tunnel)
風洞の壁の影響を最小化する風洞
- (2) 磁気浮上式風洞(Magnetic Suspension)
支持装置の影響をなくす風洞
- (3) 低温風洞(Cryogenic Wind Tunnel)
実機に近いレイノルズ数を達成できる風洞

代表的な航空機開発風洞を下表にまとめる。

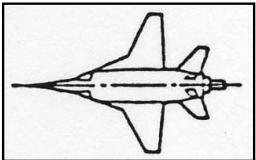
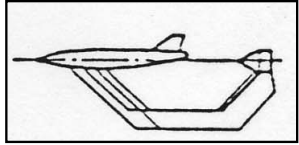
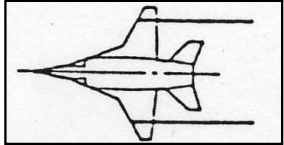
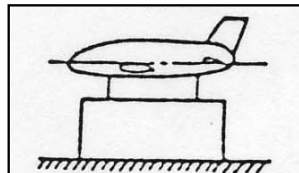
国内／外	区分	機関	名称	型式	測定部	風速	全圧	温度	Re数	建設
国内	低速風洞	JAXA	6.5m × 5.5m低速風洞	連続・回流型	6.5m × 5.5m	65m/s			$3.6 \times 10^6/m$	1965
	遷・超音速風洞	JAXA	2m × 2m遷音速風洞	連続・回流型	2m × 2m	0.3-1.4M	1.5bar		$18 \times 10^6/m$	1960
		JAXA	1m × 1m超音速風洞	簡けつ押込式	1m × 1m	1.4-4.0M	13bar		$54 \times 10^6/m$	1961
		防衛省	防衛省三音速風洞	簡けつ押込式	2m × 2m	0.3-4.0M	13.8bar		$100 \times 10^6/m$	2006
	極超音速風洞	JAXA	1.27m極超音速風洞	簡けつ押込式	1.27mφ	10M	99bar	1200K	$6.8 \times 10^6/m$	1995
	高エンタルピー風洞	JAXA	高温衝撃風洞	高エンタルピー（衝撃風洞）	1.2mφ	4-7km/s	1500bar	10500K		1999
国外	低速風洞	NASA	80ft × 120ft低速風洞	連続・吸込式	24m × 36.5m	56.6m/s			$3.6 \times 10^6/m$	1982
		DNW	LLF	連続・回流型	9.5m × 9.5m	62m/s			$4.1 \times 10^6/m$	1979
		QinetiQ	5m Low Speed Wind Tunnel	連続・回流型	4.2m × 5m	109m/s	3bar		$18 \times 10^6/m$	1978
	遷・超音速風洞	ETW	ETW	連続・回流型	2.0m × 2.4m	0.51-1.35M	4.5bar	110-313K	$230 \times 10^6/m$	1993
		NASA	NTF	連続・回流型	2.5m × 2.5m	0.1-1.2M	9bar	116-339K	$475 \times 10^6/m$	1982
		ONERA	S2MA	連続・回流型	1.75m × 1.77m 1.75m × 1.93m	0.1-1.3M 1.5-3.1M	2.5bar		$29.4 \times 10^6/m$	1961
	極超音速風洞	AEDC	Tunnel C	連続・回流型	1.27mφ	10M	136bar	1250K	$15 \times 10^6/m$	1954
	高エンタルピー風洞	Calspan	96in Shock Tunnel	高エンタルピー（衝撃風洞）	0.6m-2.4mφ	6.5-24M	1379bar	6389K	$246 \times 10^6/m$	1963

風洞試験によってデータを得るには模型を何らかの方法で支持することが必要となる。支持法は模型の種類，風洞試験の目的によって異なってくるが、どのような支持法を用いるにせよ、模型への空力干渉を避けることはできない。（除、磁気浮上式風洞）

一般的な模型支持法の分類を次に示す。

模型	支持法
2次元模型	風洞壁または端板壁
全機，部分模型	ワイヤ吊り
	ストラット
	スティング
	プレート
	フォーク
半載模型，片翼部分模型	風洞壁または端板壁

各種模型支持方式の比較

支持方式	空力干渉	構造	汎用性	費用
スティング方式 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 模型胴体の寸法とスティングの寸法を適切な範囲に選べば、一般に空力干渉小 2. 相対後部形状が複雑な模型の支持には空力干渉大となる。 	<p>胴体後端にエンジン排気口がある模型形態に対しては、構造簡単で剛性もあり、支持方式として適当。</p>	<p>エンジン排気口が胴体後部に存在する航空機、ロケット模型に広く利用。</p>	<p>単純な丸棒から製作できるので、安価であり、技術的に問題なし。</p>
ストラット方式 	<p>胴体上下面の比較的空力干渉の少ないところで支持できるので、空力干渉小。</p>	<ol style="list-style-type: none"> 1. スティング方式に次いで構造簡単 2. ストラットの横方向剛性を強くする必要あり。 	<p>胴体上下面の空力干渉の少ないところで支持できるので、汎用性大。</p>	<p>スティング方式に比べやや高価。</p>
フォーク方式 	<ol style="list-style-type: none"> 1. 翼を直接支持した場合、空力干渉が大きく、翼空力特性が変化する。 2. 胴体後部付近は空力干渉小。 	<p>組み立て構造をとるため、全体としての仕上げ精度が劣る。</p>	<p>模型形態に適合した専用の装置となり、汎用性に乏しい。</p>	<p>組み立て構造のためスティング方式より高価。</p>
プレート方式 	<p>支持装置の正面面積を小さくすることにより空力干渉を減少可能。</p>	<ol style="list-style-type: none"> 1. 揚力・縦揺れモーメント方向の強度は十分にあるが、横揺れモーメント方向は強度的に厳しい。 2. 迎角の変角は狭い範囲に制限される。 	<p>抵抗の高精度計測に適する。</p>	<p>プレート形状によっては比較的低価。</p>

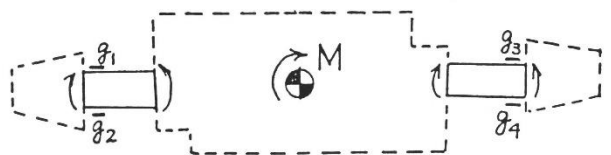
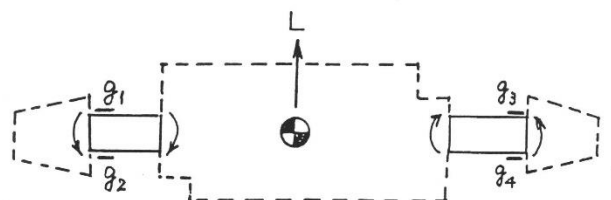
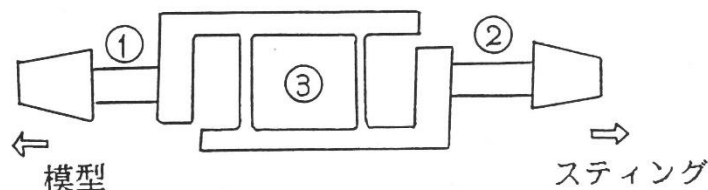
風洞試験で計測する主な項目は、力，モーメント，圧力，流速，流向で、時として加速度，応力の計測を行う。

（１）力の計測

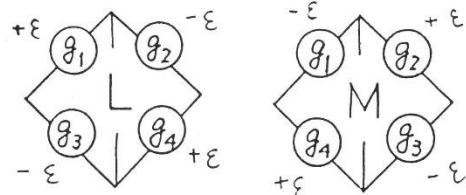
力を計測する方法は、支持法と密接な関係がある。ワイヤ吊り天秤ではピアノ線などの細いワイヤーで模型を吊り、各線に働く張力を秤（天秤はかり）またはロードセル（力の大きさを電気信号に変換するセンサー）で計測する。模型支持装置の空力干渉を小さくできるメリットがあるが、取り扱いが面倒というデメリットもある。

支持部からの空力干渉を極力小さくするため、模型の後方からスティングで支持するものが多い。この場合に用いられるものが歪ゲージ型天秤である。天秤の各部分に生じる力を歪ゲージで測定し、これらの歪から、力やモーメントを算出する。

力, モーメント計測 - 天秤 (歪ゲージ型天秤)



※ブリッジ回路



揚力に対しては $g1 = -g2 = -g3 = g4$

ピッチングモーメントに対しては
 $g1 = -g2 = g3 = -g4$
となる。

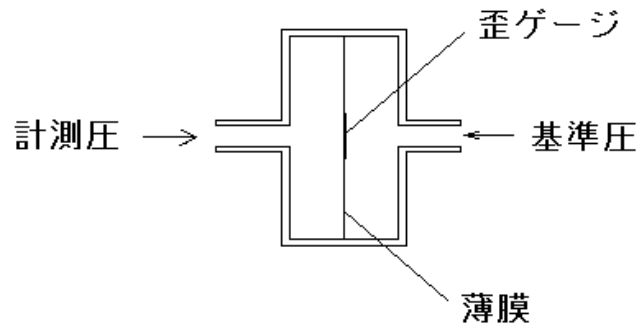
各々 $g1 - g2 - g3 + g4$ $g1 - g2 + g3 - g4$
が出力されるように配線しておく。

抵抗は③の素子で検出。

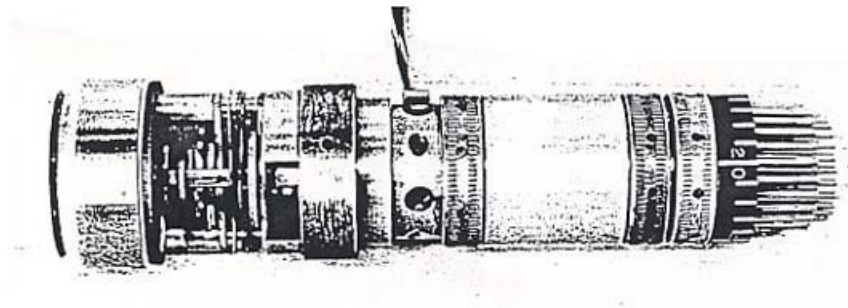
但し、検出用の素子間の干渉が完全に
除去できず、必ず較正とそれに基づく
データ処理が必要。

(2) 圧力の計測

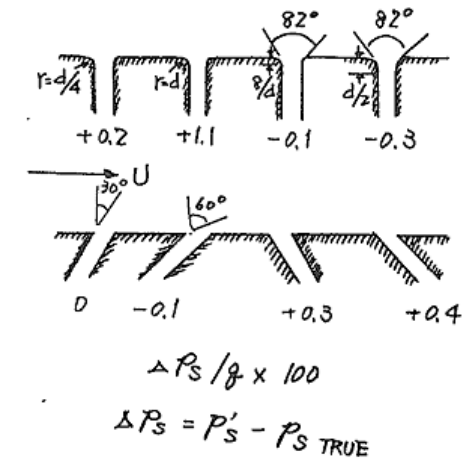
圧力計測 - 圧力変換器



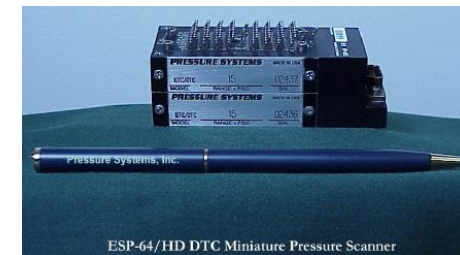
圧力計測 - スキャニバルブ



静圧の計測 → U

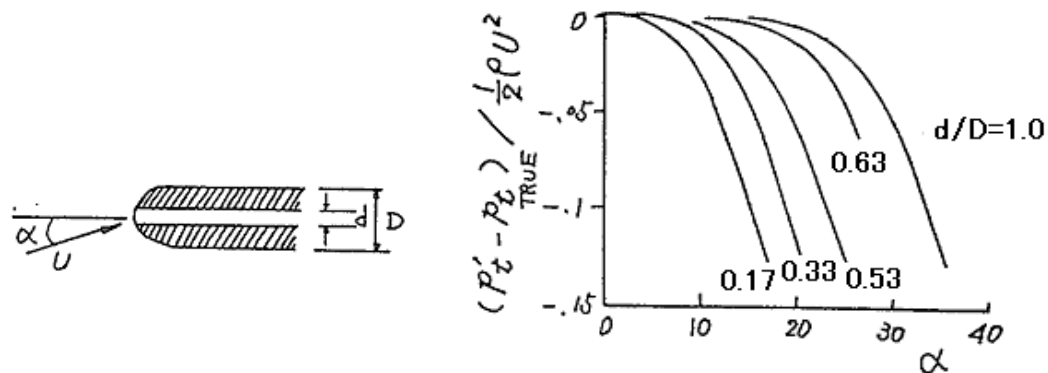


ESPスキャナ



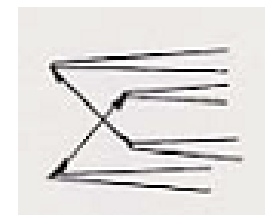
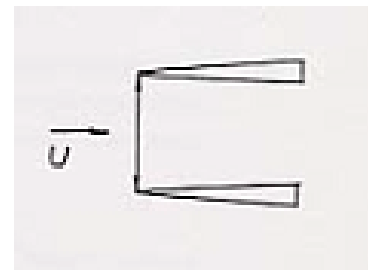
(2) 圧力の計測

総圧の計測 — ピトー管



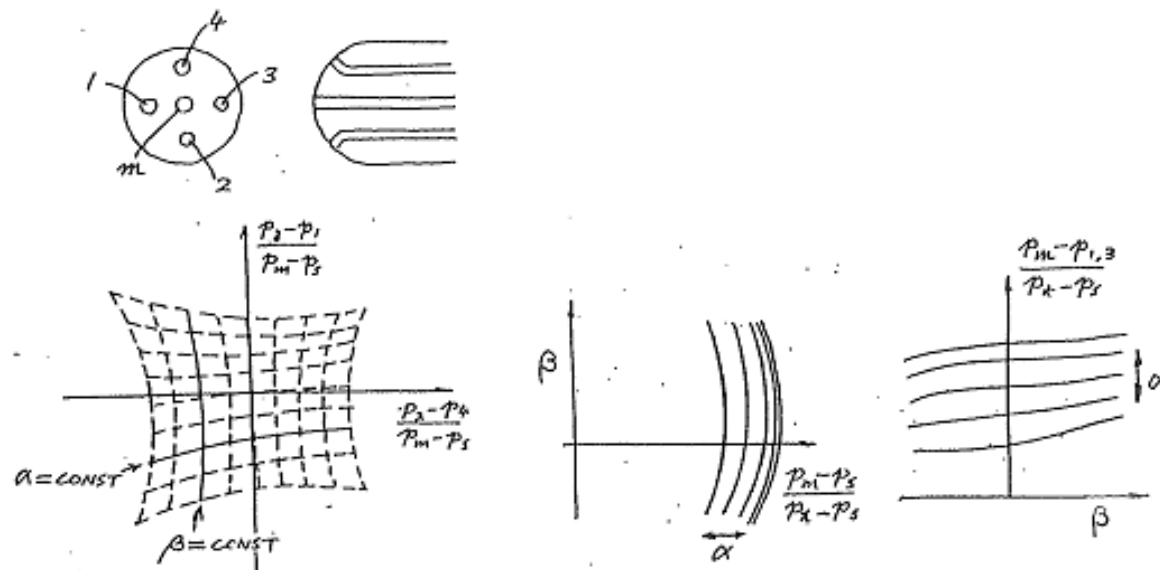
(3) 流速の計測

熱線風速計



(4) 流向の計測

ヨーメーター



さらに、最近では光学的な手法を用いた計測法も開発されてきている。

- ・ 感圧塗料 (Pressure Sensitive Paint)
- ・ PIV(Particle Image Velocimetry)

航空機メーカーにおける風試には、空力現象そのものの解明、空力要素の開発、空力特性が好ましくないときの原因追求及び改善など、どちらかといえば機体の部分的な流れを対象にすることも多いが、言うまでもなく最も重要な目的は実機特性推定のための信頼できるデータを得ることである。

風試データ取得から実機特性の推定、飛行試験結果との比較の各段階において考慮すべきことは、次の通りである。

(1) 風試時

実機状態の忠実な再現

- ・ 外形幾何形状
- ・ パワー効果
- ・ 支持干渉の除去又は補正
- ・ 境界層の遷移点の模擬
- ・ 風洞壁干渉の除去又は補正

信頼性のある計測データの取得

- ・ 模型セット誤差
- ・ 計測精度－天秤，センサ，計測機器
- ・ データ処理法
- ・ 再現性

(2) 風試データから実機データへの補正

レイノルズ数効果（遷移点/境界層）

- ・高レイノルズ数試験データとの対応
- ・理論計算（CFD）

微細形状

- ・リベット
- ・外板ギャップ
- ・アンテナ等

(3) 飛行試験データの解析時

計測データの信頼性

- ・飛行試験データ解析
（ノイズ，解析法）
- ・不確定成分の減少

風試との差の補正

- ・機体の変形

ところで、各風洞には固有の特性があり、同じ模型，計測装置を用い同じデータ処理，補正法を適用したとしても同じ特性が得られることはない。特に、失速特性（流向，流速，総圧など）の非一様性及び騒音特性（境界層遷移に影響を与える）の相違があげられる。従って、実機開発に使用する種々の風洞の間及びそれらの風試と飛行試験結果との間に対応付けしておくことが重要となる。

MOVE THE WORLD FORWARD

mitsubishi
heavy
industries
group