138 解説風洞実験概論

川田工業(株) 進藤章二郎

Wind Tunnel Testing

Shojiro Shindo*

Wind tunnel testing in general is described for those who are not familiar with this field of engineering. Wind tunnels are grouped according to the testing speeds, test section geometry and configurations, and tunnel circuit shapes. Similitude laws of and problems in wind tunnel testings are presented. Types of testings conducted in wind tunnels are described. The future of wind tunnel testing is briefly discussed.

1. はじめに

風洞実験装置は航空機の研究開発にともない生まれた空気力学特性を計測する装置である。古くはライト兄弟も風洞実験によって翼の空力特性を求めたと伝えられている。以来風洞実験技術も向上し、実験の目的によって多種類にわたる風洞設備が建設されている。ここでは、型式、速度などによる風洞の分類、風洞実験のときの相似則、模型支持法、流れの可視化、風洞で行える実験、風洞実験にまつわる問題点、これからの風洞実験などについて考えてみる。

Fig. 1 National Full-Scale Aerodynamics Complex, NASA, Ames Research Center

*Kawada Industries, Inc., 122 Haga-dai, Haga-machi, Haga-gun, Tochigi-ken

2. 風洞の種類

風洞をその型式で分類すると、特定の風路内に送風機を設置し、空気がコーナー・ベイン、縮流洞を経て測定部を通り、ぐるぐると循環する回流型（ゲッチング型）と、開放型（エッフェル型）と呼ばれる測定部流入部と送風機部が大気に開放してある2方式に大別できる。この中で、回流型には送風機が1基の単帰路式と呼ばれる代表的な風洞があり、他には送風機を2基装備している複帰路式と呼ばれる型式の風洞がある。また、風上側に大きい低速測定部、そしてその風下側に汎用測定部を設けた直列測定部型、あるいは独立した2本の風路のそれぞれに測定部を設け、コーナー・ベインを操作して測定部を選択できる並列測定部型もある。一方、測定部の境界条件で分類すると、主として自由壁型と固定壁型になる。測定部の形状には四辺形、八角形、楕円形、円形などがある。また、風洞をその実験速度で亜音速、遷音速、超音速、極超音速に大別することもできる。その他、高レイノルズ数、低騒音、低乱、アイシング、自動車、橋梁、環境試験、二次元、自由飛行、スピン、煙風洞など多種類におよぶ風洞がある。現在世界最大規模の風洞は、Fig. 1にその外観を示す米カリフォルニア州にあるNASA Ames 研究所の測定部高さ24m 幅37m の風洞である。この測定部の最大速度は45m/s と低速である。同風洞には、この測定部が追加完成される以前にはFig. 2に示す世界最大であった高さ12m 幅24m の測定部が存在する。

3. 風洞実験における相似則

実寸の模型を実物が受ける流体の速度で実験を行えば問題はないが、現実はそのようではない。殆どの風洞実験では模型は実物より小さくなり、実験速度は実物が受ける流体の速度より低い。こうした実験条件が実物条件と異なる場合に両者の間の相似性を示すパラメータは主としてレイノルズ数、フルード数、マッハ数、無次元周波数¹⁾である。この中で風洞で最も頻繁に使用するのは、レイノルズ数とマッハ数であり、前者は慣性力対粘性力の比、後者は慣性力対流体の弾性力の比である。そしてレイノルズ数は、流体の速度と物体の長さに比例するので実物のレイノルズ数と同レイノルズ数で実寸より小さい模型を使って風洞実験を行うには、模型縮尺に応じて実験速度を実物の速度より高くしなければならない。実験対象物が自動車のように比較的低速であればレイノルズ数による相似則は満足し易いが、例えば航空機の場合は、この相似則を満たすことは非常に困難である。そこで

Fig. 2 12mH X 24mW Test Section
NASA, Ames Research Center

考案されたのが高レイノルズ数風洞や超大型風洞である。また、全ての計測器がそうであるように圧力計測装置、天秤などを含めた風洞データの再現性は最も重要な必須条件の一つである。

4. 模型支持法の種類

三次元模型の場合には主として三点支持法かスチング支持法が用いられるが、自動車模型のように四輪接地方式を使用する方法もある。二次元模型では主として模型を左右両端で支持する。支柱干渉を最小限に抑える方法として模型をワイヤーで支持する方法もある。また航空宇宙技術研究所では測定部0.6m x 0.6mの世界最大と言われている風洞用模型磁気支持法²⁾の研究も進んでいるが、わが国ではこの方法はまだ実用化の段階には達していない。これは左右両壁に内蔵してある磁石の磁場を利用して模型を測定部内に支持するので現在使用されている支柱の干渉は存在しなくなる。

5. 風洞で何ができるか

風洞では、空気中で運動する物体に対する空気力学特性の力とモーメントを風洞天秤を使って計測できる。物体表面あるいはその近傍の流れを可視化し、流れの特性を知ることができる。また物体表面あるいは物体回りの風圧分布を測定して空気力学特性を算出することもできる。風によるフラッタや振動の実験、風きり音、大気汚染試験、あるいは地面近くで運動する物体の地面効果、その他風による影響を調べる実験を行える。

流れの可視化方法には煙、オイル、染料、タフト、レーザー光線、昇華法、圧力センサーなどを用いる方法がある。また、模型表面温度によって変色する塗料の研究も進んでいる。いずれの可視化方法を用いるにしても流れにおよぼす影響を最小限に抑えることが望ましい。

6. 風洞実験にまつわる問題点

模型を支持する支柱が存在する限りその干渉は頻繁に問題になる。低速風洞実験における主な問題点の一つに実験レイノルズ数と実物レイノルズ数の不一致がある。この問題を解決するには超大型風洞あるいは高レイノルズ数風洞を使用しなくてはならない。また送風機、コーナー・ベインその他風路内の突起物などによる気流の乱れも自然大気とは一致しない。そして、更に測定部境界干渉がある。

全ての測定部において測定部一様流の自然大気に対する風圧分布など流れの非相似性と揚力模型の場合には境界による吹き下ろしの効果がある。固定壁測定部においては境界層の発達に伴う静圧勾配は模型の流れ方向に不測の力を発生する。また、航空機模型のように揚力を発生する模型では流線の自由湾曲を阻止したり、模型および伴流による閉塞効果が生じてくる。航空機模型に対する測定部境界干渉の修正は、長年にわたって研究され、その成果をあげている。模型が航空機の場合には、多種類の測定部に対する境界修正法および最近の閉塞効果修正法が出版^{3)~8)}されている。測定部境界面上の圧力分布を測定し、境界干渉を計算する方法もここ10数年続いている。

7. これからの風洞実験

コンピュータおよびその他の先端技術を導入して、より一層精度の高いデータが要求される。そのためには、低乱、低騒音の風洞設備が必要になろうし、航空機の実験は高レイノルズ数の方向に進むだろう。より一層実機に近いレイノルズ数とマッハ数における実験が望ましくなってくる。そして、コンピュータによるCFD あるいは航空宇宙研技術研究所のような数値風洞²⁾と暫し共存共栄の時代が続くものと考えられる。そして、陸上、海上輸送機関、スポーツ関係、建造物などの実験が進む一方、航空機低速風洞実験の復活もありうると確信する。

8. 参考文献

- 1) 東 昭：航空工学(I)、第1版、裳華房、東京、(1989)、p. 20
- 2) 第32回研究発表会前刷集：航空宇宙技術研究所、東京、(1994)
- 3) 深津 了蔵：風洞実験法、第1版、共立社、東京、(1934)
- 4) Pankhurst, R. C., and Holder, D. W.: 1st Ed. Sir Isaac Pitman & Sons, London, (1965)
- 5) 谷 一郎他：流体力学実験法、第1版、岩波書店、東京、(1976)
- 6) Rae, W. H. Jr., and Pope, A.: Low Speed Wind Tunnel Testing, Second Edition, John Wiley & Sons, (1984)
- 7) 進藤 章二郎：低速風洞実験法、第1版、コロナ社、東京、(1992)
- 8) Shindo, S.: (A Simplified Tunnel Correction Method), AIAA Journal of Aircraft, Vol. 32, No. 1, Jan.-Feb. (1995), pp. 210-213