技術ノート TECHNICAL NOTE

高亜音速における円柱型風向風速計の特性*

その 1: 傾斜角 0° の場合

大塚 新太郎**・橋本 孝明***
二日市 宅**・横井 信哉***

The Characteristics of a Cylindrical Probe at High Subsonic Speeds (Part 1: The Case of Zero Inclination Angle)

Shintaro OTSUKA, Taka-aki HASHIMOTO, Sadamu FUTSUKAICHI
and Shinya YOKOI

1. ま え が き

遷音速、超音速圧縮機のような高亜音速内部流の風向風速を計測する場合には各種の難しい問題が存在する。考慮すべき点を列記すると、

(1) プローブ本体および支持部ができる限り小さくかつ細いこと。

これはチョーキングの影響をできるだけ小さくし、プローブが上流、下流に及ぼす影響を最小にするためである。またブロード間の狭い空間に挿入するためにも必要である。

(2) 強度が十分大となるような構造であること。

これは(1)の条件から支持部が細くなければならぬので重要なことである。

(3) ケーシング壁のごく近傍まで計測可能なこと。これは壁の境界層の計測が二次流れの問題から極めて重要な事項であるからである。

(4) 支持部形状が流れに大きな影響を与えないこと。

軸流回転機内の流れは各半径位置で流れの方向が異なり、単純な流線型の支柱が入れば、その方向を乱すことは当然である。

(5) プローブの特性に対する流れの傾斜角(迎角)の影響がはっきりしていること。

軸流回転機の流れは半径方向の成分を持つことが多いので、この計測が可能か影響のあらわれ方がはっきりしていることが必要である。

第1図 風向風速計の支持方法

(6) プローブの高速特性が良いこと。

Mach 数に対する特性の変化が素直でなければデータの解析において多大の不便さを感じることになる。

以上のような理由で円柱型の風向風速計を第1図のように両持型で使用することを考えた。こうすれば、上記(1),(2),(3),(4)の条件はかなりの程度に満足できる。(5)については、低速において円柱型風向風速計は都合の良い性質を持っている¹⁾。高速においてもこの性質が保たれるか否かは今後の実験に待つ必要がある。この報告ではこの点にまで触れてはいない。(6)の条件については、円柱を高速気流中に入れることが一見無理のようにもみえたが、やってみると存外悪くないようである。この点について詳しく調べることこの研究の目的の一つである。

2. 記 号

M' : $f2$ 位置(第3図の Nozzle I)の静圧より求めた Mach 数

M_∞ : 一様流 Mach 数

P : 壁でとる静圧または1孔プローブの圧力

* 昭和45年11月9日 日本航空宇宙学会第7回関西中部支部合同秋季大会において講演

昭和46年3月15日原稿受理

** 名古屋大学工学部航空学教室

*** 同上大学院学生

P_0 : 気流の総圧

P_s : 気流の静圧

P_A, P_B, P_C : 風向風速計の3つの圧力孔の圧力 (第4図)

P_a : 大気圧

Y_θ : 方向係数

Y_s : 静圧係数

Y_T : 総圧係数

ΔY_s : 基準 Mach 数の Y_s と他の Mach 数の Y_s との差

α : 傾斜角(迎角)($^\circ$) (本実験では $\alpha=0^\circ$)

θ : Yaw Angle ($^\circ$)

添字

b : 基準の Mach 数における値

i : 円柱を挿入した場合の値

m : 種々の Mach 数に対する平均値

3. 実験装置

この実験に使われた風洞略図を第2図に示す。吹き

出し面積は $200\text{mm} \times 25\text{mm}$ と $100\text{mm} \times 50\text{mm}$ の2種である (第3図)。 a, b, c, d, e, f と 1, 2, 3 は静圧孔位置を示す。 a_1 は風向風速計の挿入位置である。第4図は供試風向風速計である。

4. 予備実験

4.1 円柱まわりの圧力分布と圧力孔位置 風向風速計の3つの圧力孔は感度の点からは適当に離す必要があるが、ある程度 yaw angle を取ってもはくり領域や shock wave 後の領域に入らぬことが望ましい。

そこで5種類の Mach 数 (求めた方は後述) について, Nozzle I と直径 3mm の円柱に 0.3mm の穴をあけたプローブを使い, 円柱まわりの圧力分布を調べた (第5図)。

これよりいずれの Mach 数においても $\theta = \pm 60^\circ$ 以下では圧力分布は滑らかで, 流れははくりを生じていないと考えられる。また円柱表面の圧力から考えて, $M_\infty = 0.705$ 以上では超音速になっている部分もあると考えられるが, shock wave が発生しているか否か

第2図 風洞略図

第3図 Nozzle I と Nozzle II の静圧孔位置

第4図 供試風向風速計

は不明である。これはたとえ発生していても、非常に弱い、境界層がかなり厚いとか、shock waveの直後で円柱表面の流れはすぐはくりすとか、圧力孔が円柱の径に比べて大きいとかいう理由によるのではないと思われる。

しかしいずれにしても $\theta = \pm 60^\circ$ 程度までは円柱まわりの流れは特異な状態ではないと考えられる。そこで圧力孔を互に 40° 離すことにし、yaw angle $-20^\circ \leq \theta \leq +20^\circ$ の範囲で使えそうだという見当をつけた。

4.2 風洞静圧の測定の問題 風向風速計の検定において、一様流 Mach 数は風洞壁で取る静圧を使って求める。しかしその位置については若干問題があり、次の2点を考慮した。

(1) 円柱が周囲に及ぼす影響

円柱の挿入により、付近の流れが影響を受け、円柱の近くの静圧孔からでは正しい一様流 Mach 数は求められない。

(2) 壁の摩擦の影響

風路に沿って摩擦損失があるので、円柱の影響が少

ないと考えられる十分上流の静圧孔を考えても、そのまま一様流 Mach 数の計算には使えない。

まず Nozzle I を用い、円柱を挿入しないで総圧を変えた時の風洞壁の静圧分布を調べ、次に円柱を挿入して同様な実験を行なった(第6図)。この時円柱の挿入位置(a1)より十分上流の Mach 数を両者とも同じになるように風量を加減した。

これより風路に沿って圧力勾配があるが、円柱の近くを除いて、円柱の有無にほとんど無関係であることがわかる。ここで同じ M' 、同じ位置について、円柱を挿入した場合から、しない場合の値をひけば(両者とも風洞の摩擦損失は同じであると仮定したときの)、摩擦損失がないとしての、円柱が上流に及ぼす影響が調べられる(第7図)。

第7図より d から上流では円柱の影響はわずかであるといえる。 d は円柱の 63 mm 上流である。そこで円柱の影響は直径の約 20 倍以上上流では少ないと考えて良さそうである。この結果から、本報告の一様流 Mach 数 M_∞ は、(d2) の静圧を使い、圧力勾配を補正して円柱挿入位置の静圧を求めて計算したものである。

第5図 柱まわりの圧力分布

第7図 円柱の影響

第6図 風路に沿う圧力分布

4.3 Choking の問題 本実験のように比較的小さな吹き出し口での高亜音速流の実験は風洞のChokingを考える必要がある。一次元理論から, Nozzle I に円柱を挿入した場合について Choking Mach 数を求めると約 0.87 で, 境界層の発達を考えるとより低い Mach 数で Choking する可能性があり, 実験はそれ以下の Mach 数に限られることになる。

総圧に対する M_∞ の変化を調べると (第8図), 総圧の増加に伴い M_∞ も増加しており, 0.80 程度までは Choking の心配はなさそうである。

風洞の Choking が円柱まわりの圧力分布に及ぼす影響を調べるため, Nozzle I と Nozzle II において同一の M_∞ に対する円柱まわりの圧力分布を比較した (第9図)。Nozzle II においては Choking の影響は強くあらわれるはずであり, もし両者の差が大きければ Nozzle I における圧力分布も大きな影響を受けていると考えなければならない。幸にして $\theta = \pm 60^\circ$ 程度までは両風洞において圧力分布は同じとみて良い

第8図 総圧に対する Mach 数の変化

第9図 円柱まわりの圧力分布の比較

と思われる。

したがってこの範囲内での圧力分布は, Choking の影響はほとんどないとみなすことができ, yaw angle にして $\pm 20^\circ$ 程度までは Choking の心配なしに使えることがわかった。

5. 実験経過

実験は流れの傾斜角 α を 0° とし, Mach 数 M_∞ は約 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.76 および 0.79 の 7 種類とし, yaw angle θ は各 Mach 数につき, $-20^\circ \sim +20^\circ$ まで 2° おきに变化させた。使用した風洞は Nozzle I で, 風向風速計の挿入位置は第2図, 第3図の (a1) である。yaw angle のとり方は第4図に示す。

6. 結果と考察

結果は係数の形にして風向風速計の特性としてまとめておくのが便利である。ここでは次の係数にまとめた。

$$\text{方向係数 } Y_\theta = \frac{P_B - P_C}{D} \quad (6.1)$$

$$\text{総圧係数 } Y_T = \frac{P_0 - P_A}{D} \quad (6.2)$$

$$\text{静圧係数 } Y_s = \frac{(P_s - P_B) + (P_s - P_C)}{2D} \quad (6.3)$$

$$D = \frac{1}{2} \{ (P_A - P_B) + (P_A - P_C) \} \quad (6.4)$$

この係数のとり方は文献1と同じである。これについては他にも試みたが, これでかなり良い結果が得られた。

上の各係数について Mach 数をパラメーターとして yaw angle に対する変化を調べたものが第10図である。

(1) 方向係数 Y_θ と総圧係数 Y_T Mach 数に対する変化は少ない。そこで各 Mach 数における値の平均をとり, 一本の線で代用できると考えられる。これを第11図に示す。このようにすれば Mach 数に関係なく, 気流の方向と総圧は簡単に求められる。

(2) 静圧係数 Y_s Mach 数に対する変化は大きい。しかしごく低 Mach 数を除いて θ の小さい範囲では各 Mach 数に対する Y_s は一本の線の平行移動とみなすことができそうである。そこである Mach 数における Y_s を基準にとり Y_{s0} とし, 他の Mach 数における Y_s との差を求めた。

$$\Delta Y_s = Y_{s0} - Y_s \quad (6.5)$$

ただし, $Y_{s0} = Y_s (M_\infty = 0.759)$ 。

ΔY_s と θ の関係を第12図に示す。これにより ΔY_s は $M_\infty = 0.307, 0.411$ ではやや様子が異なるが, M_∞

第10図 (a) $Y_e, Y_T \sim \theta$ 第11図 $Y_{em}, Y_{tm}, Y_{sb} \sim \theta$ 第10図 (b) $Y_s \sim \theta$ 第12図 $\Delta Y_s \sim \theta$

$M_\infty = 0.508$ では $\theta = \pm 10^\circ$ 程度まで、それ以上の M_∞ については $\theta = \pm 20^\circ$ 程度まで一定とみて良いと思われる。それで ΔY_s は極く低 Mach 数を除き $\theta = \pm 10^\circ$ 程度まで M_∞ のみの関数と考えて良いと思われる。 ΔY_s と M_∞ の関係を第13図に示す。

風向風速計の圧力孔の値 P_A, P_B, P_C から流れの方向、総圧、静圧、Mach 数を求める方法は次のとおりである。

(1) 方向と総圧 P_A, P_B, P_C を使い(6.1)より Y_e を計算すれば第11図から θ が出る。このとき Y_T もこの図よりわかり、(6.2)から P_0 もすぐに求まる。

(2) 静圧と Mach 数 P_s と M_∞ はすぐに求まら

第13図 $\Delta Y_s \sim M_\infty$

ないので逐次近似法を使う。

さきに求める θ に対する Y_{sb} を第11図から読む。次に M_∞ を仮定し、第13図から ΔY_s を求める。そして(6.5)から Y_s を計算する。この Y_s を使えば

(6.3)から P_s が求まる。この P_s と先に求まった P_0 を用いて M_∞ を計算する。この M_∞ を使って M_∞ が収束するまで、上の操作を繰り返して P_s と M_∞ を求める。こうして計算した θ はほぼ 0.5° 以内、 M_∞ は 0.01 以内の精度で求まることが確認できた。

この結果、傾斜角 $\alpha=0^\circ$ の場合の円柱型風向風速計の高速特性について、

(1) 方向、総圧に対しては、非常に素直で使い易い係数が得られた。

(2) 静圧に対しては、他の2つよりやや面倒な逐次近似という処理が必要ではあるが既述の係数が非常に有効であることがわかった。

7. 結 論

得られた結果をまとめると次のようである。

(1) 高亜音速流における円柱は、直径の約20倍上流にまで影響を及ぼす。

(2) 高亜音速流における円柱型風向風速計の特性として、方向と総圧に対しては Mach 数に無関係な使い易い係数が求まった。静圧に対しては極く低速を除き、yaw angle θ が $\pm 10^\circ$ 以内でかなり有用な係数が得られた。ただし静圧と Mach 数は逐次近似によって求める必要がある。

参 考 文 献

- 1) S. OTSUKA and T. HIKI; The Character of Three Hole Cylindrical Probe at Inclined Position, Report of Transportation Technical Research Institute No. 28, March, 1958.
- 2) E. OWER and R. C. PANKHURST; The measurement of Airflow, Pergamon Press Ltd., London, 1966.

表紙写真説明

蒸気タービン衝動段用動翼の高速翼列試験において Mach-Zehnder 型光干渉計で撮影した翼列内の流れの等密度干渉縞写真である。試験条件は次のとおり、

気流流入角	30°
気流流出角	約 20°
流出理論マッハ数	1.03

翼列内での気流の加速状況、翼後縁端からのウェーク、衝撃波の発生状況、隣接翼からの衝撃波入射後の境界層の肥大状況が明瞭に見られる。