

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-63

非定常流中の円柱に作用する
空気力について

小橋安次郎・遠藤 浩・北村清美

1964年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR-31 熱応力を受ける薄翼の安定とその
微小振り振動について
On the Instability and Small Natural
Torsional Vibration of a Thin Wing
under a Thermal Stress 1962年11月 川井忠彦, 林 洋一
戸川隼人
- TR-32 補強板の圧縮強度に関する一解析
A Method of Analysis on the Compressive
Strength of Stiffened Plates 1962年11月 川井忠彦, 江川幸一
- TR-33 主翼繰返し荷重試験装置
Reported Load Testing Rigs for Full Scale
Aircraft Wing Structures 1962年12月 竹内和之, 飯田宗四郎
小野幸一
- TR-34 高速軸流圧縮機の研究 (I)
—翼型と翼列の検討—
An Investigation of High Speed Axial Flow
Compressor (I)
—The Selection of Compressor Cascade— 1963年1月 松木正勝, 大山耕一
宮地敏雄
- TR-35 高速軸流圧縮機の研究 (II)
—単段試験装置の設計と全体性能—
An Investigation of High Speed Axial Flow
Compressor (II)
—Design and Over-all Performance of
a Single Stage Axial Flow Compressor— 1963年1月 松木正勝, 宮地敏雄
大山耕一, 吉田晃
西脇英夫, 岩部柱相
- TR-36 衝撃波風洞による表面熱伝達の実験
Studies of Surface Heat Transfer Using
a Hypersonic Shock Tunnel 1963年1月 和田 勇, 松崎利一
- TR-37T Studies of the Flow in a Low Pressure
Hypersonic Shock Tunnel Using an
Electron-Beam Densitometer January 1963 Isamu Wada
- TR-38 鋳鉄のような脆性材料からなる円板の
回転強度
Strength of Rotating Discs of Brittle
Material like Cast Iron 1963年2月 佐藤和郎, 永井文雄
- TR-39 高負荷燃焼器の研究 (第1報)
—その性能におよぼす各種因子の
影響の定性的考察—
A Study of High Intensity Combustor (I)
—Its Qualitative Analysis— 1963年2月 大塚貞吉, 鈴木邦男
- TR-40 胴体内圧繰返し荷重試験装置について
Repeated Load Testing Facility for Full-
Scale Aircraft Fuselage Structures 1963年2月 竹内和之, 川島矩郎
野原利雄
- TR-41 輻射熱量計の較正
Calibration of Radiometer 1963年2月 竹中幸彦, 江川幸一
小川敏一
- TR-42 非定常境界層の相似解とその安定
A Similar Solution of Unsteady Laminar
Boundary Layer and Its Stability
Characteristics 1963年7月 小橋安次郎, 恩地 瑛
- TR-43 超音速における操縦面の効きについて
On the Effectiveness of Control Surfaces
in Supersonic Flow 1963年2月 河崎俊夫
- TR-44 高速翼列の実験について
(流入角の大きい減速翼列の予備実験)
Some Notes about the Effect of Tunnel
Configuration and Testing Technique on
Compressor Cascade Performance 1963年2月 近藤 博, 藪田光弘
坂口 一, 山崎紀雄
- TR-45 固有値問題 $(\sum \lambda^k A_k)x=0$ の数値解法
A Numerical Method for the Eigenvalue
Problem $(\sum \lambda^k A_k)x=0$ 1963年4月 戸川隼人
- TR-46 翼の固有振動数に関する一解析法
On the Vibration Analysis of Aircraft
Wings 1963年6月 川井忠彦, 泉日出夫
戸川隼人, 林 洋一
- TR-47 鋳鉄円板の回転破壊におけるコリオリの
力の影響
Influence of Coriolis' Force on the Burst
of Rotating Disc of Cast Iron 1963年8月 佐藤和郎, 永井文雄
- TR-48 曲面に沿う境界層
Effects of Surface Curvature on Laminar
Boundary-Layer Flow 1963年8月 林 二 識

非定常流中の円柱に作用する 空気力について*

小橋安次郎**・遠藤 浩**・北村清美**

Aerodynamic Forces Acting on a Circular Cylinder in Unsteady Flow

By Yasujiro KOBASHI, Hiroshi ENDŌ & Kiyomi KITAMURA

Lift and drag of a circular cylinder are measured in a periodically oscillating flow. The test is carried out in a 0.65 m×0.55 m low speed wind-tunnel of closed circuit type, in which the air speed is varied periodically by means of a vane and a bypass system. The measurements are made in the subcritical range of Reynolds number ($1\sim 3\times 10^4$ based on the cylinder diameter and the instantaneous flow velocity) at oscillatory air speeds of frequencies ranging from 0 to 5 c/s with amplitude of 5 m/s around the mean velocity of 10 m/s.

The drag can be divided into two components. One is the quasisteady component which is proportional to the instantaneous dynamic pressure of the general flow; and the other is the non-steady one which is closely related to the acceleration of the air flow, and is thought to be the motive force necessary to accelerate or decelerate the air mass in the wake. It increases in the accelerating stage and decreases in the decelerating stage, so that the trace of drag on the drag vs. air speed diagram forms clock-wise loops which become broader as the oscillation frequency increases.

Small fluctuations of short period are observed in the lift as well as in the drag. The frequencies of lift fluctuation, in particular, are not far different from the Kármán vortex shedding frequency. The amplitude of it becomes larger in non-steady flow than in steady one, and again there exists the tendency of the frequency being larger in the accelerating stage.

§ 1. 諸 言

気流の中にある円柱には流れの方向よりはむしろ、流れに垂直な方向に激しい振動的な力が働くことを Rayleigh [1] が指摘して注目されて以来、この現象は多くの人々によって研究されてきたが、最近になって再び、煙突や橋梁やミサイルの横風による振動の問題に関連して新たな興味を喚起している。現在までに得られた知識によると、亜臨界レイノルズ数 ($R < 10^5$) の範囲では揚力には明瞭な周期的変動が現われ、その振幅は係数にして 0.9 に達し、抗力に匹敵する大きさをもつ。この空気力変動は円柱後流のカルマン渦の発生周期と等しい周期をもち、したがって、この渦の発生機

* 昭和 39 年 1 月 31 日受付

** 空気力学第二部

構と密接な関連をもつものと考えられる。一方、超臨界レイノルズ数の範囲では、空気力には特に卓越した周期は存在せず [2]、また、後流中の渦のストロハル数は著しく分散し、レイノルズ数とともに激変するが、抵抗係数とストロハル数の間にはほぼ逆比例関係が成立する [3]。それより高いレイノルズ数では渦の発生が存在するか否かはまだ確立されていない。これについては Roshko [4] の研究がある*。要するに、円柱に周期的な力が作用するのは遷移レイノルズ数以下の風速の場合に特徴的な現象で、これは後流中の渦の形成と密接な関連がある。

非定常な流れの場合については測定はまれである。最近 Goldman [5] によって、亜臨界あるいは遷移レイノルズ数の領域では、ロケットに作用する空気力のスペクトラムは、ロケットが静止している場合と振動している場合とではかなり相違することが報告されている。一方、Fung [2] の行なった実験によると、超臨界レイノルズ数の領域では、気流に垂直な振動を行なう円柱に働く空気力は静止円柱の場合と同様、きわめて無秩序であって、卓越した振動数は認められない。

上述の数少ない例からではあるが、遷移レイノルズ数以下、とりわけ亜臨界レイノルズ数においては、非定常な流れの中にある円柱に作用する空気力は、定常流の場合と著しく相違する可能性が示唆される。このような空気力は、たとえば V/STOL 機の低速時の安定の問題を論ずる際に重要な因子となると考えられる。このような観点から、われわれは非定常流中におかれた物体に作用する空気力という多面的な問題の第一段階として、円柱の場合を取り上げ、測定技術上の問題点を解決するとともに、非定常空気力発生の機構を解明する手がかりを得るためにこの研究を行なった。実験に欠くことのできない非定常風洞としては、当研究所で目下建設中の大型低速風洞の予備試験風洞を利用することができた。

§ 2. 模型および測定装置

円柱は外筒、内筒およびダミー円柱部からなる (第 1 図)。外筒は長さ 40 cm、外径 3 cm、厚さ約 2 mm のアルミニウム製中空円筒である。内筒は長さ 30 cm、外径 17 mm、厚さ 1 mm のアルミニウムの中空円筒で、両端はダミー円柱に固定されており、歪測定のための可撓素子の役目を果たす。外筒は中央部で内筒に固定されているので、外筒に作用する力はこの接合点を着力点として内筒に歪を生ぜしめ、この歪を測定することによって外筒に作用する力を知ることができる。そのために、内筒には気流方向およびそれに垂直な力を測定するための抵抗線歪ゲージがはりつけられている。ゲージはブリッジの 4 辺を構成しているので、温度補償すると同時に、着力点に対称に配置されているので両側のゲージの歪が加算されて測定される結果、空気力の作用中心が移動して両側

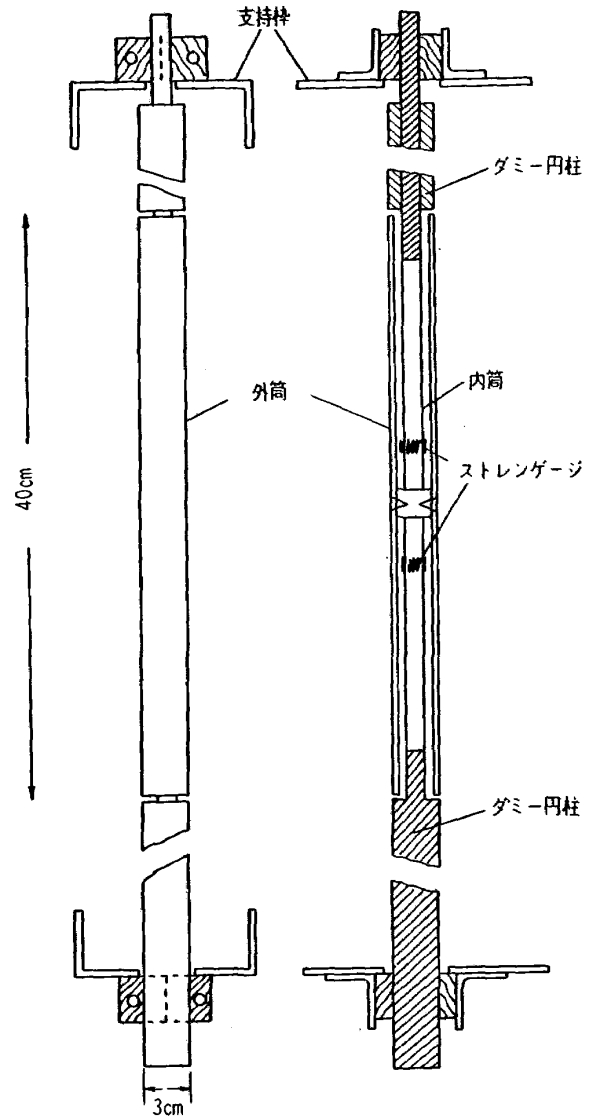
* 東京大学航空研究所の谷一郎教授その他の最近の研究によると、比較的高い超臨界レイノルズ数の領域以上で、周期的な渦の発生が認められた。この研究は 1964 年 7 月、米国ミシガン州アンアーパーにおける the IUTAM Symposium on Concentrated Vortex Motions in Fluids において発表の予定である。

のゲージに異なる力が作用しても揚力、抗力の測定結果に影響しない。また、風胴の機械的振動が円柱の振動を誘起してゲージ出力を乱すのを避けるため、円柱は風胴壁に接触することなくその貫通し、風胴外で鉄製の強固な支持枠に支持されている。

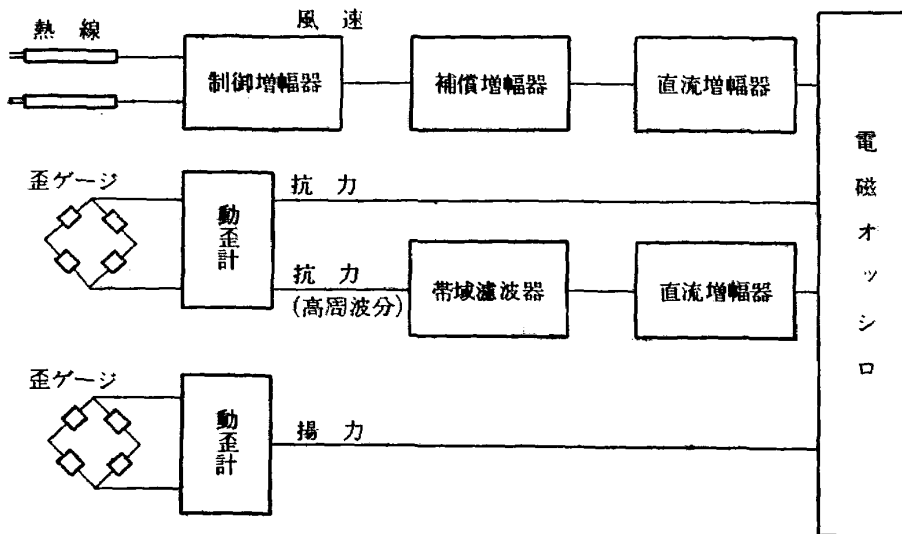
測定装置の構成は第2図に示す。揚力および抗力測定のための歪ゲージからの出力は、動歪計の入力端に加えられて増幅弁別され、電磁オシロの入力端に加えられて増幅弁別され、電磁オシロにより記録された。それと同時に、抗力の変動から短周期変動成分だけを選択増幅して記録するため、抗力測定の歪ゲージの出力は帯域濾波器により 30 c/s 以下の低周波成分を遮断した後、直流増幅器を通して電磁オシロで記録された。

揚力と抗力との間の干渉を最小にするため、静荷重検定を行なって、干渉が最小になるような向きに円柱を取り付けた。

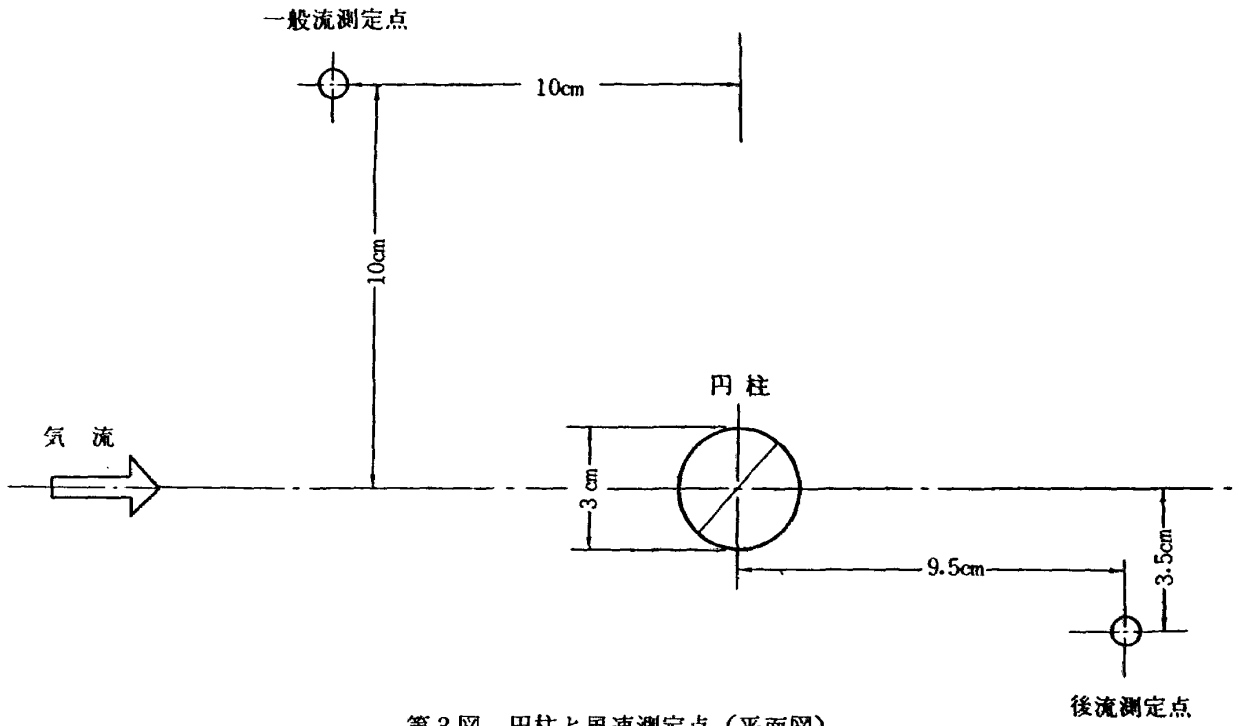
一般流と後流の風速変動の測定には定温度型の熱線風速計が用いられた。一般流は円柱から 10 cm 前方の測定部の上流端で測られ、後流中の気流速度は、カルマン渦による周期的風速変動が最



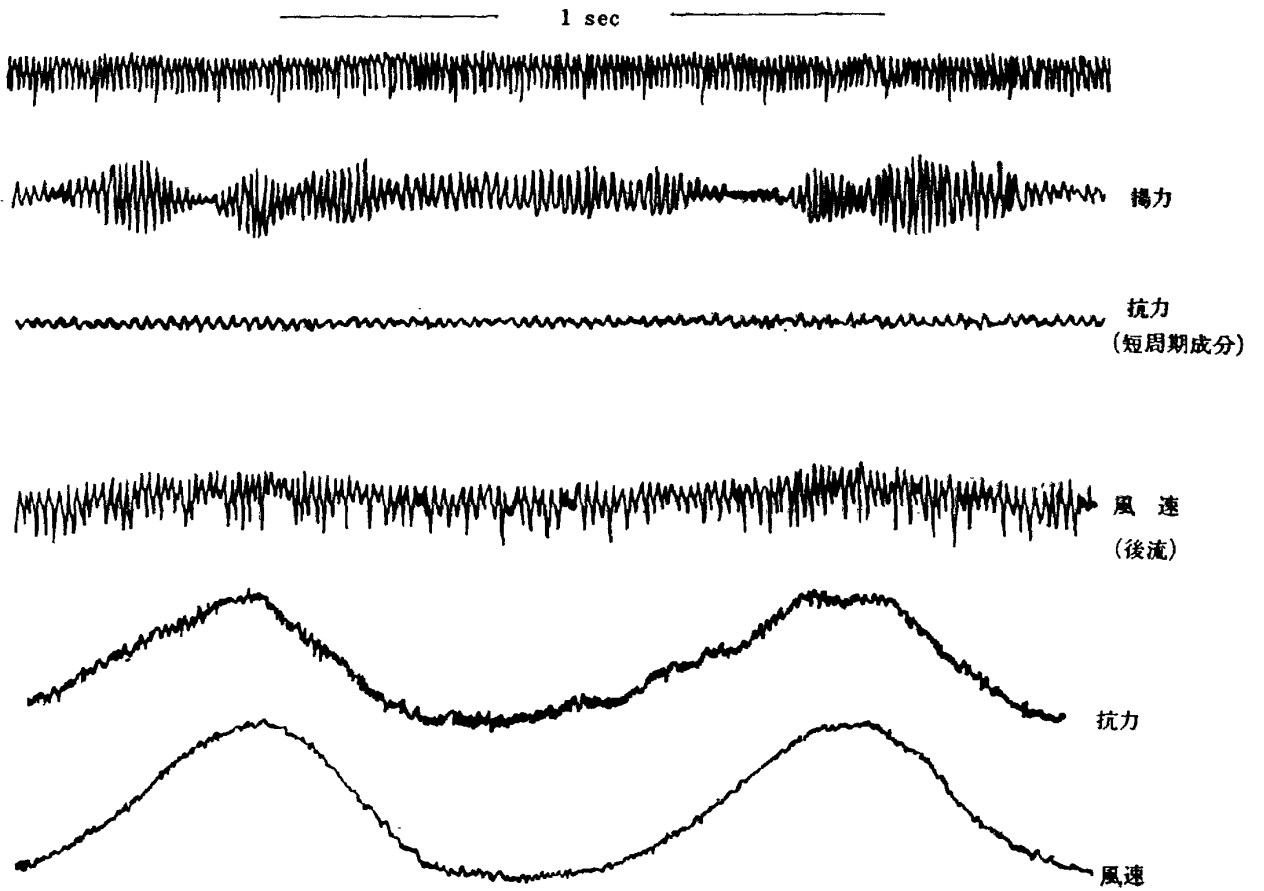
第1図 円柱模型の外観と断面図



第2図 計測装置ブロック図



第3図 円柱と風速測定点 (平面図)



第4図 オッシログラム

も明瞭に現われる点を探した結果、円柱の下流 95 mm, 中心から外側へ 35 mm の点で測定された (第 3 図)。

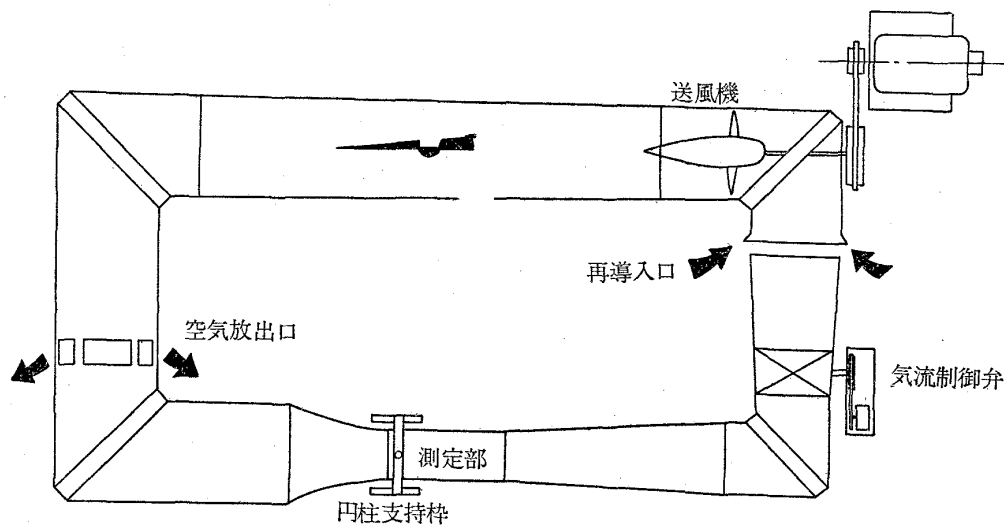
熱線には径 5μ のタングステン線が用いられた。常温でのその抵抗は約 7Ω である。風速計の出力信号は補償増幅器によって風速に比例した電圧に変換され、直流増幅器を通して他の要素とともに直読式の電磁オッシログラフに記録された。オッシログラフの固有振動数は 500 c/s である。第 4 図にオッシログラフの記録の一例を示す。

§ 3. 風 洞

実験に使用した大型低速風洞予備試験風洞の諸元は次のとおりである。

測定部断面	65×55 cm の固定壁
測定部の長さ	110 cm
風洞範囲 (定常)	0~60 m/s
縮 流 比	4
風速変動の振幅	平均 15 m/s ±7.5 m/s
風速変動の振動数	0.25~5 c/s 連続可変

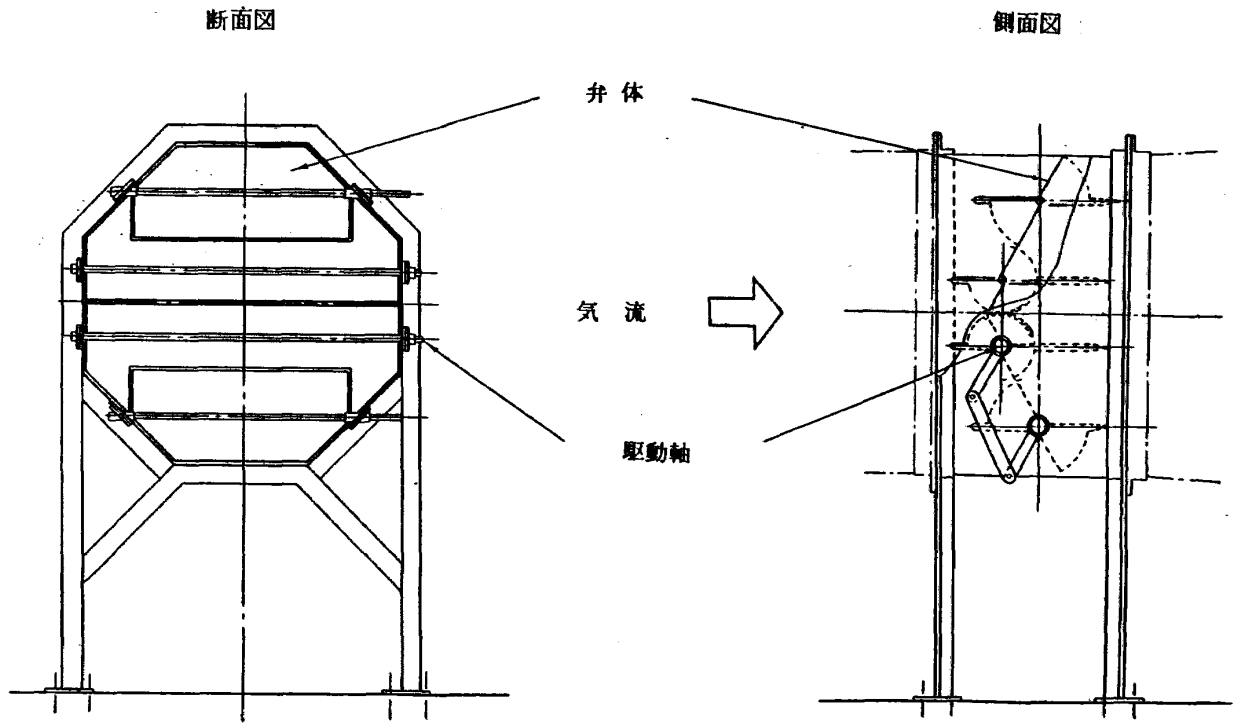
第 5 図にこの風洞の線図を示す。



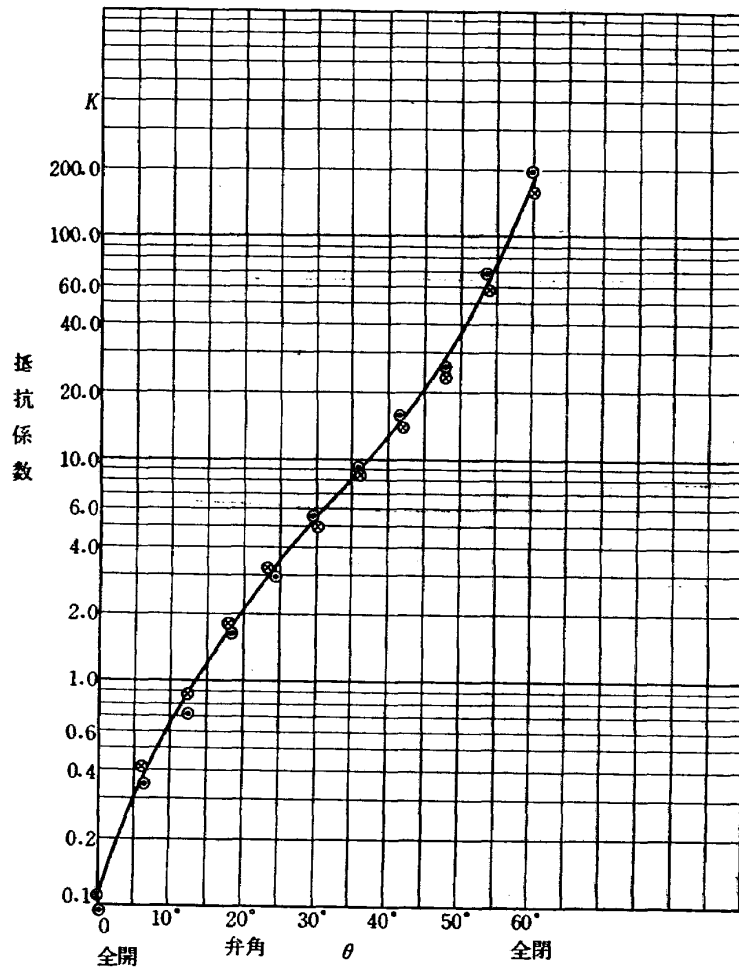
第 5 図 非定常試験風洞線図

この風洞の特色は従来の風洞と同様に定常風速風洞として使用できるほかに、測定部の風速を正弦波状に変動させることによって、非定常流中の測定を行なうことができる点にある。そのために、この風洞は次のような機構をそなえる。

1) 気流制御弁 第 1 屈曲部の直後に設けられ、4 枚の蝶形弁から構成され、これらが 60° 回転することにより風路を完全に閉じることができる。弁軸には翼形状の整形カバーが取り付けられ、各蝶形弁は全開時にはその翼型の上下面の一部となるから、制御弁の全開時の抵抗はきわめて小さい。



第6図 気流制御弁略図



第7図 気流制御弁抵抗係数

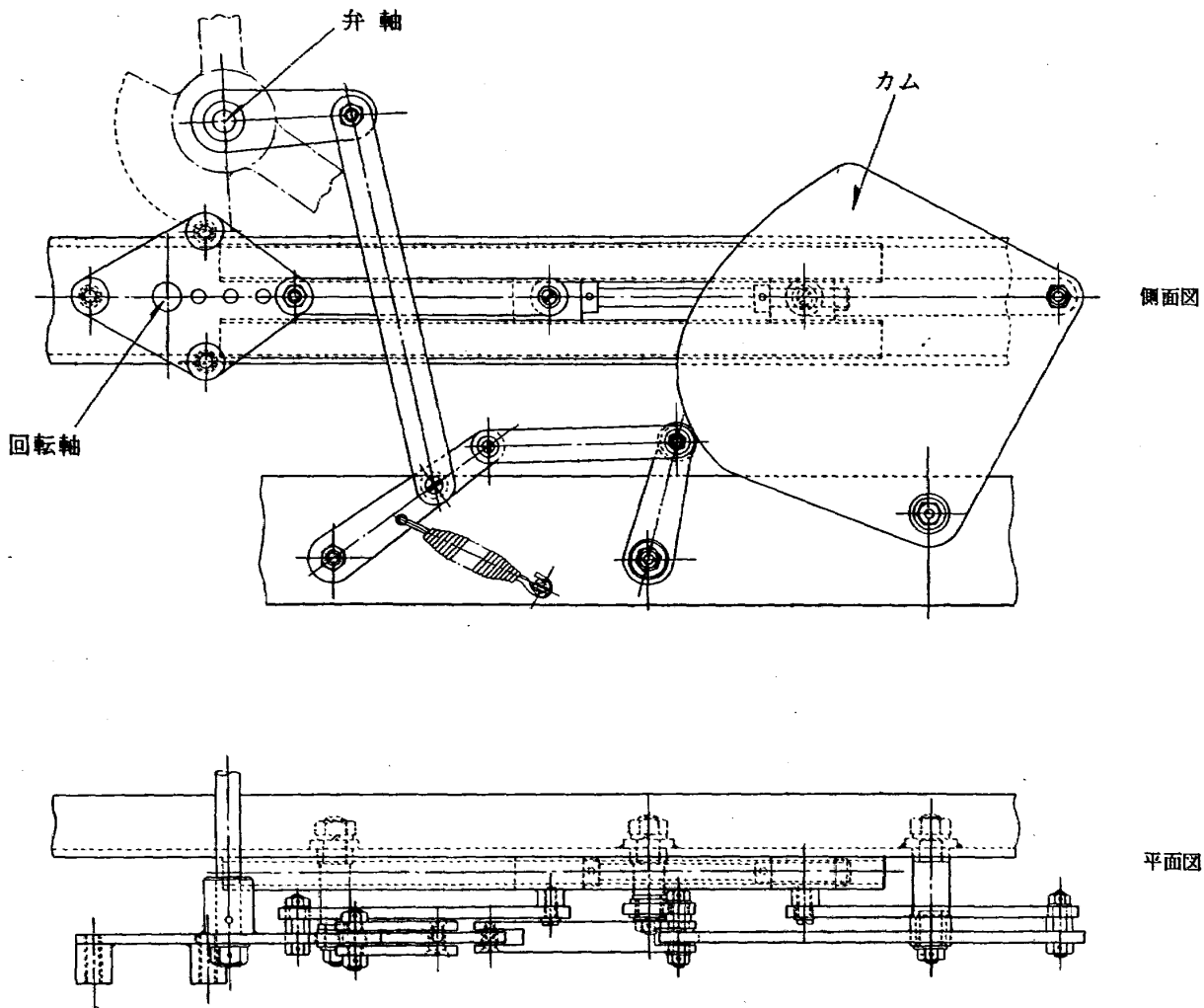
第6図にはその略図が掲げられている。

2) 空気放出口と再導入口 測定部の上流と制御弁の下流に開口を設けて流量の一部を側路する(第5図参照)。側路を設ける理由は、送風機は一定回転で運転しているのに、制御弁を閉じて測定部回路の流量を制限すれば送風機のサージングをひき起す。これ避けるため、制御弁全閉時においても送風機がサージングに入らぬだけの流量を常時側路を通して流しておく必要があるためである。

3) 制御弁駆動機構 測定部の風速に正弦波状変化を行なわせるために、モーターとクランク機構によって気流制御弁の角度を周期的に変化させる。しかし、気流制御弁の抵抗係数 K (弁の前後の圧力損失を弁直前の動圧の比) は弁角 θ (全開時 0° 、全閉時 60°) に対し、

$$K = \frac{1}{(0.940 - \sin \theta)^2} - 1$$

で表わされ、第7図に示されるような極端な非線形性をもっているから、単純なクランク機構では歪んだ波形しか得られない。この波形を改良するため、抵抗変化の特性を変換するカム機構を併用した。第8図にはカム機構の略図を示す。モーターは超分巻誘導電動機で回転数可変であり、この



第8図 気流制御弁カム機構略図

回転はプーリーで減速され、カム機構によって 0.3~5 c/s の往復回転運動として弁軸に伝えられる。制御弁角の変動範囲はクランクアームの長さを調節することによって変えられる。

§4. 実験経過

この種の非定常空気力測定の問題点は、歪ゲージから十分な出力を得るために可撓素子の剛性を減らすと、円柱と可撓素子を含む機械的振動系の固有振動数が下がって、測定可能な振動数範囲が著しく狭くなることである。われわれはそのため可撓素子の剛性を増して固有振動数を上げたが、素子の剛性が円柱支持棒の剛性に近づいたため、支持棒までを含めた系の振動が問題となった。それと同時にゲージ出力が微弱となったためストレインメータの利得を上げねばならず、したがってゲージのクリープ、温度効果、増幅器の零点漂動、外部からの電氣的、機械的擾乱などの影響が現われるなど、他の困難が生じた。このため、支持棒の補強を再三にわたって行ない、また、系の振動の減衰を増すために円柱外筒とダミー円柱の接続部に柔軟なテープをはりつけるなどの手段が講じた結果、振動の測定範囲を 90 c/s まで上げることができた。

風速変化の範囲は最もよい波形の得られる 10 m/s 前後の ± 2 m/s が、また振動数は 0.5 から 5 c/s までが選ばれたが、この平均風速や振幅は実験ごとに多少異なる。

§5. データ解析

オシログラフに記録された一般流、後流風速、抗力および揚力などの記録は次のように処理された。

1) 抗力 抗力はまず風速の変動に伴い周期的変動を示す。抗力と風速の瞬時値を 1 周期当り 24 点ずつ読み取り、これから風速検定曲線と荷重検定曲線を用いて瞬間風速 U と抗力 D を求め、さらに抗力係数 $C_D = D / \frac{1}{2} \rho U^2 S$ が算出された。 S は円柱（外筒）の気流に垂直な面への投影面積である。

2) 抗力の短周期変動 抗力は上記の一般流動圧変化に伴う変化に重畳して、さらに短周期の変動を示している。この振幅を読み取り、前項と同様にして抗力係数の変動振幅 ΔC_D を求めた。

3) 揚力 揚力には風速変化に同期した成分はほとんど認められず、短周期変動のみである。この振幅と振動数を読み取り、振幅からは前項と同じく揚力係数の振動振幅 ΔC_L を求めた。

4) 後流風速振動 後流中の熱線風速計を通過するカルマン渦により誘起される風速変動の振動数が、揚力や抗力と同時刻について読み取られた。

5) 諸修正 抗力係数にほどこすべき修正は風胴壁修正と浮力修正とである。

定常流中の抗力係数の風胴壁修正については、Allen と Vincenti の理論 [6] がある。非定常流の場合については振動翼の揚力係数と縦揺れモーメント係数等に対する壁修正の理論は多くあるが（たとえば Acum [7] の理論）抗力係数に対しては適当な修正理論は見あたらない。それで準定常

的な考えが許されるとして、前述の Allen と Vincenti の理論を用いた。それによれば、低速の場合、円柱の抗力係数に関する修正式は

$$\frac{C_D}{D_{D'}} = 1 - \frac{1}{2} C_{D'} \left(\frac{d}{h} \right) - \frac{\pi^2}{4} \left(\frac{d}{h} \right)^2 \quad (1)$$

ここで C_D は真の抗力係数
 $C_{D'}$ は未修正抗力係数
 d は円柱の直径
 h は測定部の高さ

である。われわれの場合 $d/h=0.545$ で、 C_D に対する修正量はたかだか 5% であった。

浮力修正は測定部内の風洞軸方向の静圧こう配によって生ずる浮力に対する修正である。この静圧こう配は境界層の発達に伴い気流断面積が減少することによって起こるものと、気流を駆動するために生ずるものがある。前者は測定部断面積を下流に向かって広げることによって除かれるが、後者は気流が加速運動を行なう限り避けられない。この修正は、

$$D_B = - \frac{\partial p}{\partial l} \times (\text{円柱の体積}) \quad (2)$$

で表わされる [8]。負号は測定部下流に向って静圧が減少する時 D_B が正であることを表わす。われわれの場合は $\partial p / \partial l$ を測定する代わりに、測定部において成立する関係

$$\frac{\partial U}{\partial t} = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial l} \quad (3)$$

を用いて得られる関係

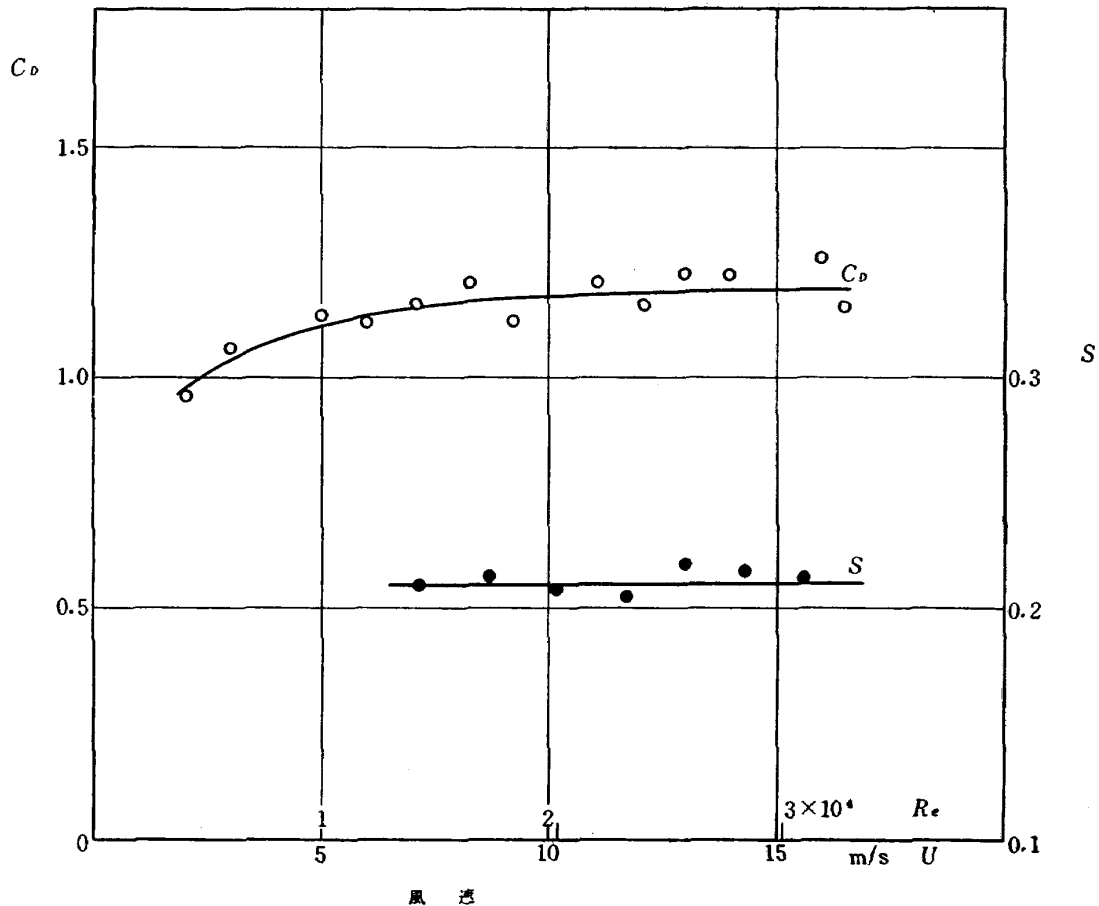
$$D_B = \rho \frac{\partial U}{\partial t} \times (\text{円柱の体積}) \quad (4)$$

を使用した。この修正は一般流の振動数が高くなると無視できなくなるが、われわれの振動数範囲 (5 c/s 以下) ではたかだか 0.5% に過ぎなかった。

§6. 結果と考察

1) 定常流の場合 定常流中の円柱の抗力や揚力変動については多数のデータが発表されているので、実験の信頼性をチェックする意味で、われわれの結果との比較を行なった。定常流中の抗力の測定値は第9図に示す通り、レイノルズ数 $0.5 \sim 4 \times 10^4$ の範囲で 1.1~1.2 の間にあり、レイノルズ数とともにわずかに増加している。この値は同じレイノルズ数における他の研究者の結果と一致する。

定常流中の抗力の変動振幅は McGregor [9] によれば、レイノルズ数 $4.5 \times 10^4 \sim 1.3 \times 10^5$ の範囲で 0.076~0.044, また Drescher [10] によればレイノルズ数 $10^4 \sim 1.13 \times 10^5$ の範囲で 0.06~



第9図 定常流中の円柱の抵抗係数 C_D と揚力の振動数 S ($S=fd/U$)

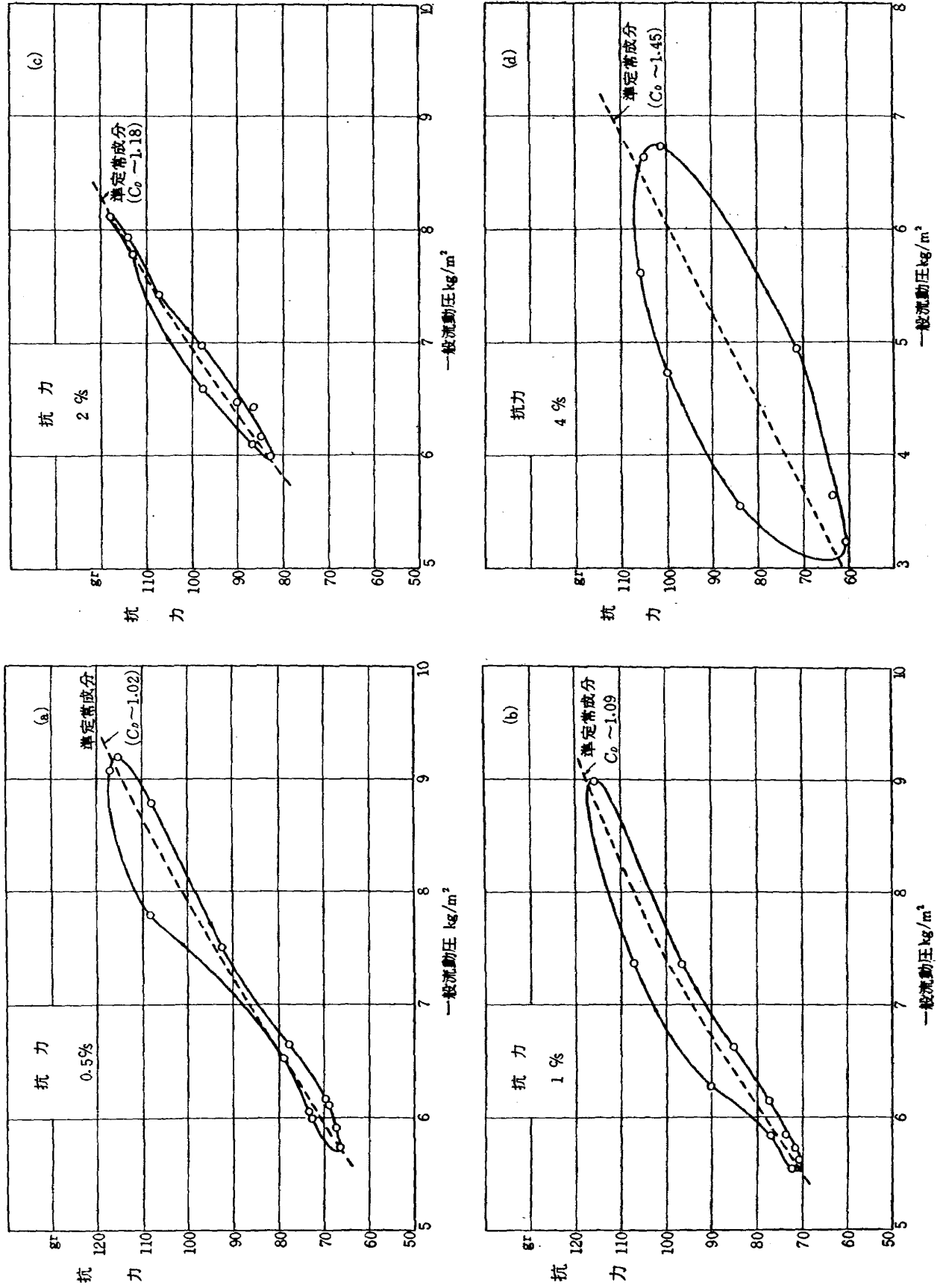
0.3 である。ただし後者は水槽実験の結果である。われわれの場合は抗力の変動振幅は小さくて、外部擾乱や増幅器雑音などに埋れてしまって分離することができなかった。これは前述したようにゲージ出力が小さかったので、増幅器のゲインを上げた結果である。したがって、振幅や周期について明確な結論は得られなかったが、たかだか係数にして 0.05 を越えないと判断される。この値は前述の他の研究者の得ている値より小さい。この原因については、次の揚力変動の項で考察する。

定常風速中においても円柱に激しい横振動を励起する振動的空気力（揚力）が作用し、その振動数は後流中に形成されるカルマン渦の発生頻度と一致することは既に述べたとおりである。第9図にはわれわれの測定した揚力の振動数がプロットされているが、ストロハル数にして 0.21 で、カルマン渦のストロハル数と完全に一致する。その振幅は前述の著者等によれば 0.45~1.3 の範囲にある。われわれの実験ではこの振幅は 0.3 以下で、他の研究者の値より小さい。この事情は抗力の変動についても同様であったが、その原因としては次のように推測される。円柱の後流の変動は実際は二次元的ではなく、円柱の軸方向に位相が変化する。そのため円柱が長いと円柱各部からの空気力への寄与の位相がずれて相殺が行なわれる。この相殺は円柱が長ければ長いほど著しい。われわれの円柱は長さ対直径比が 13 で長過ぎたため、上述の相殺が起こって、揚力と抗力の変動分

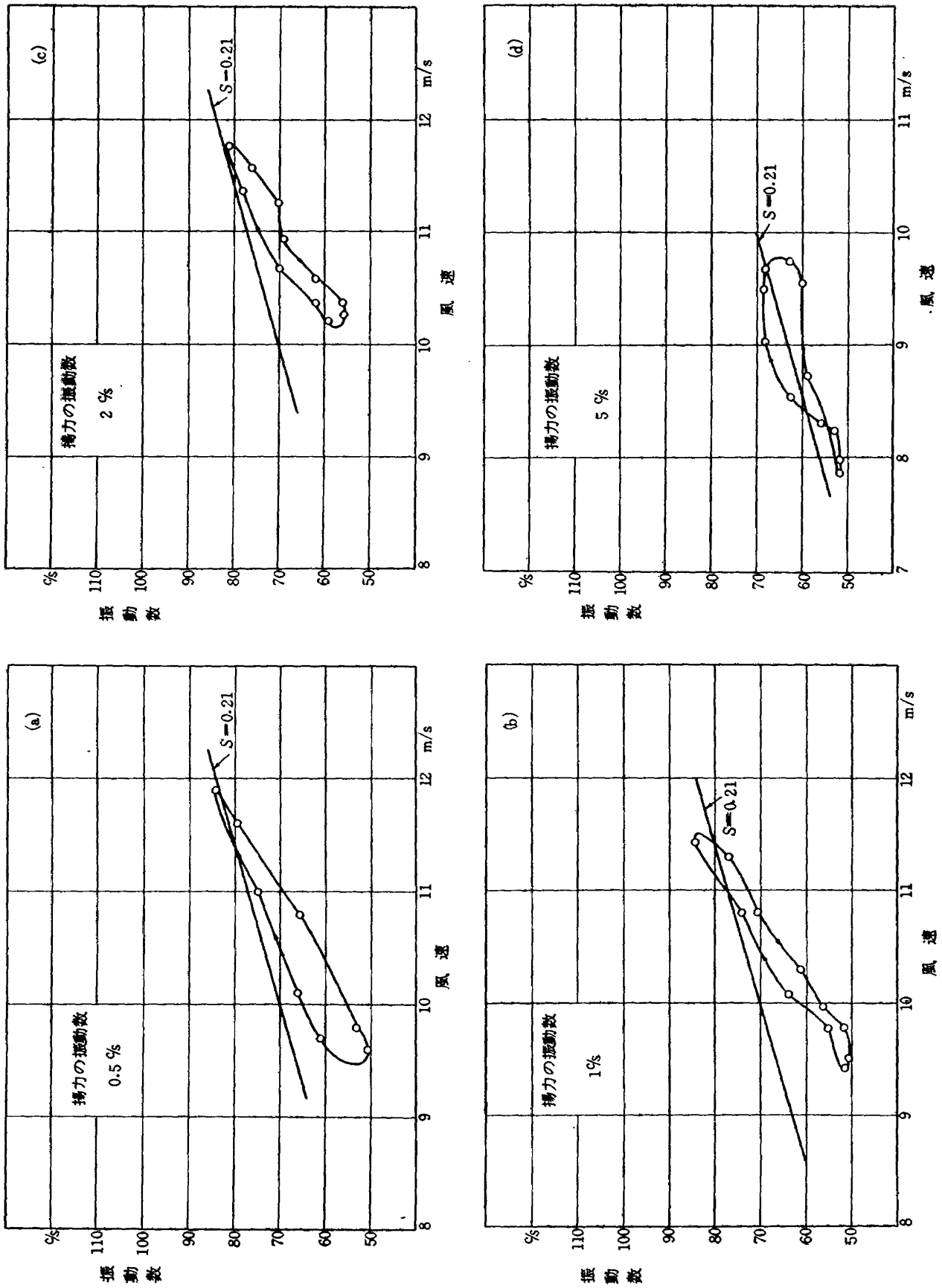
が小さく出ているものであろう。いく人かの研究者によって得られた抗力や揚力の変動分の測定値が C_D で 0.04~0.3, C_L で 0.45 から 1.3 の間で著しい分散を示していることも、同じ理由によって説明されるであろう [9, 10]。このことから、円柱の空気力を測定する場合は長さの決定が重要な意味を持つ。

2) 非定常流の場合 一般流が変化するとき円柱に作用する空気力は、その瞬間の動圧とレイノルズ数に関する準定常成分と、それからの偏差、すなわち非定常成分に分けられる。したがって、一般流動圧を横軸に取った座標上では、準定常成分は C_D がほとんど一定 (1.1~1.2) の直線に対応し、非定常成分はそれからのずれとして現われる。第 10 図は一般流がそれぞれ 0.5, 1, 2, 4 c/s の振動数で変化した時に円柱に作用する抗力の変化を示している。見られるように、振動数が低い時は抗力はほぼ抗力係数一定の直線上を往復し、変化は準定常的に起こっていると見なされるが、振動数が高くなるにつれて加速段階では上にずれ減速段階では下にずれる結果、図上の線はループを形成する。この偏差は前述の非定成分に対応するものであるが、相継ぐ点が等しい時間間隔でプロットされていることから明らかなように dU/dt に関係する。したがって抗力のこの部分は見掛けの質量と類似の性質を持つが、しかしポテンシャル流の場合に円柱に対して求められている値 (すなわち円柱の排除する流体の質量) より一桁大きい。恐らく、円柱が加速運動を行なうときは後流の空気塊を随えて運動するのであるから、この空気塊を加速するための反力が円柱に作用するのでであると推定される。事実、非定常流中の後流の速度プロファイルを測定してみると、後流中の運動量欠損は周期的に変動している [11]。この運動量変化に対応する力が非定常成分として現われるのであろう。

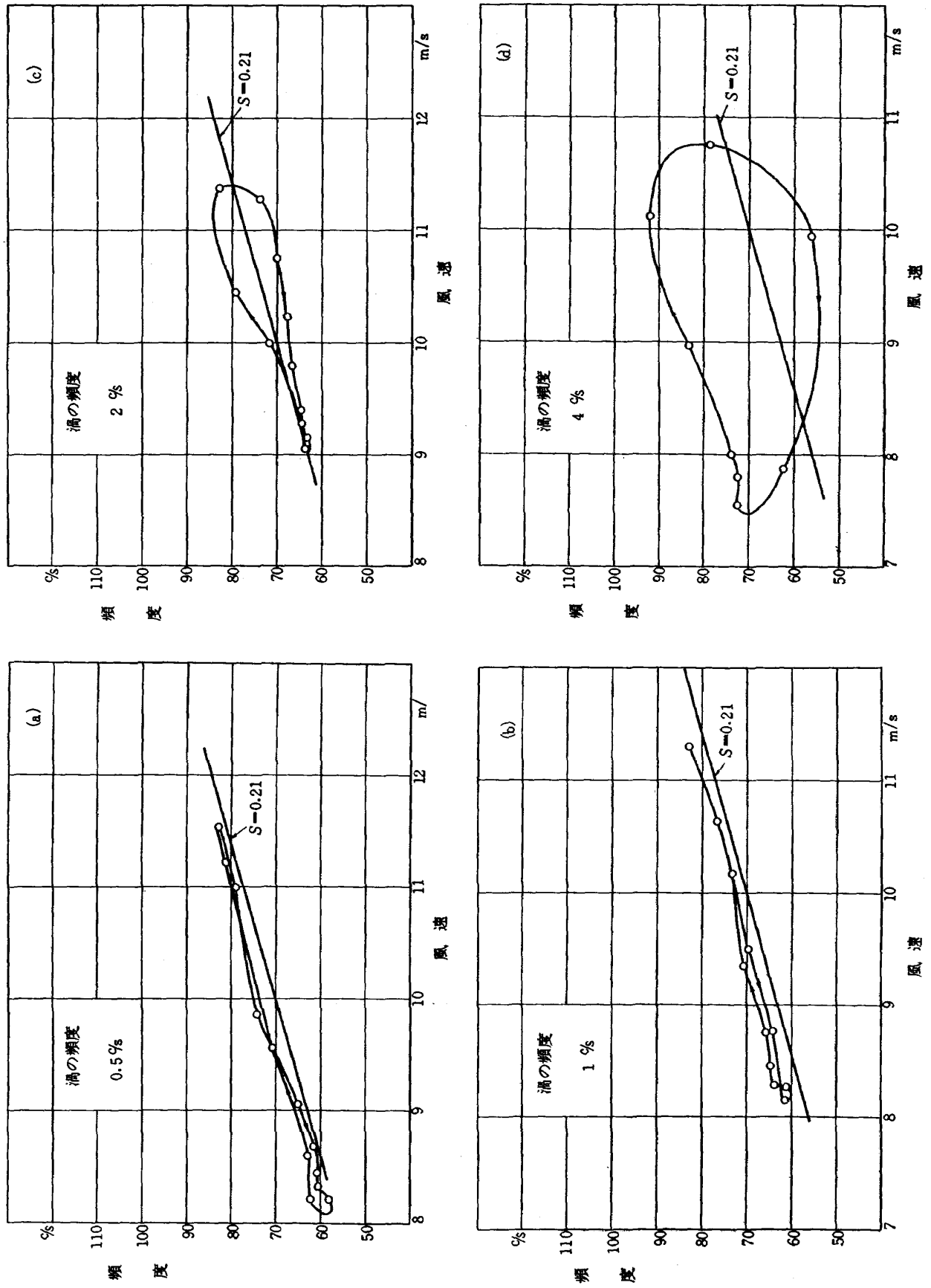
非定常流中で円柱に作用する空気力の短周期変動については、抗力係数の振幅は 0.03~0.12 で、定常流の場合より著しく大きくなっているが、カルマン渦に同調する周期はもちろん、いかなる卓越した振動周期も見あたらない。したがって、これは気流が非定常なために増大した一般流の乱流により励起されたものと推定される。一方、揚力の振幅は係数にして 0.1~0.6 の範囲を変動し、この値は定常流の場合の 2 倍程度の大きさである。この変動は明瞭な周期性を有し、明らかに後流中の渦の発生頻度に対応する周期を持つが、これは後流中の渦の発生機構と密接に関連した現象で、一般流の乱れとは関係を持たないと見てよい。第 11 図にはこの振動数の変化が風速に対してプロットされている。また、第 12 図には後流中のカルマン渦の発生頻度がプロットされている。両者とも風速にほぼ比例して変化しているが、抗力の変化と同様に加速段階では、減速段階でよりも振動数が高いという非定常効果が認められる。両者の相違点は渦の発生頻度が平均的には定常値よりやや高目を変化しているのに、揚力の振動数はやや低目を変化していることである。この微妙な相違は後流中に渦が形成され、それによって振動的揚力が誘導される機構となんらかの関連を持つと考えられるが、現在のところ十分な説明がつけられない。



第 10 図 一般流変動に伴う抗力変動



第 11 図 一般流変動に伴う揚力振動数の変化



第 12 図 一般流の変動に伴う渦の発生頻の変化

§7. 結 語

この実験では亜臨界レイノルズ数の範囲で、流速が振動的に変化する気流中に垂直に置かれた円柱に作用する非定常空気力が測定された。抗力変化は瞬間動圧に比例して変化する準定常成分と加速度に関係する非定常成分とからなり、この非定常成分は一般流の振動数が高くなると顕著になる。これは円柱が後流を伴って加速運動を行なうための見かけの質量によると考えられる。抗力の短周期変動の振幅は、非定常流中の乱れの増加のため増大したが、その中には後流中のカルマン渦の周期に関係づけられる周期的変動は認められなかった。これに反し、揚力にはカルマン渦の周期とほとんど一致する明瞭な周期が認められ、その振幅は定常流中の2倍に達した。これは係数にして0.6に相当する。一般流の変化に応じてカルマン渦の発生頻度も変化するが、揚力の振動数もそれとほとんど平行に変化する。これはカルマン渦の形成と揚力発生との密接な関連を示唆する。渦の発生頻度と揚力の振動数にも、抗力で見られたと同様な非定常性が認められた。すなわち、振動数（または頻度）は加速段階で高く減速段階で低い。

文 献

- [1] Lord Rayleigh B., Theory of Sound, Vol. 2, p 413. Macmillan. Press. 1879.
- [2] Fung, Y.C., Fluctuating Lift and Drag Acting on a Cylinder in a Flow at Supercritical Reynolds numbers, J. Aerospace Sci. Vol. 27, No. 11, pp 801-814, Nov. 1960.
- [3] Roshko, A., On the Wake and Drag of Bluff Bodies. J. Aerospace Sci. Vol. 22, pp 124-132. 1955.
- [4] Roshko, A., Experiments on the Flow past a Cylinder at very high Reynolds number. J. Fluid Mech., Vol. 10, pp 345-356, May 1961.
- [5] Goldman, R.L., Kármán Vortex Forces on the Vanguard Rocket, Shock and Vibration Bulletin, Part II, U. S. Navy Research Lab., Washington, D. C., Dec. 1958.
- [6] Allen, H.J. and Vincenti W.G., Wall Interference in a Two-dimensional-Flow Wind Tunnel, with Consideration of the Effect of Compressibility, NACA Technical Report No. 782, 1944.
- [7] Acum, W.E., Wall Corrections for Wings Oscillating in Wind Tunnels of Closed Rectangular Section, R. & M. No. 3312, 1963.
- [8] Pope, A., Wind-tunnel Testing, p 275, John Wiley & Sons, Inc., 1961.
- [9] McGregor D.M., An Experimental Investigation of the Oscillating Pressures on a Cylinder in a Fluid Stream, University of Toronto, Inst. of Aerophysics, UTIA Technical Note No. 14, June, 1951.
- [10] Drescher H., Messung der auf querangeströmte Zylinder ausgeübten zeitlich veränderten Drücke, Z. f. Flugwiss. 4 Heft 1/2, pp 17-21, 1956.
- [11] 小橋安次郎, 遠藤 浩, 第8回応用数学力学学連合講演会資料, 1963年10月

NAL TR-63

航空宇宙技術研究所

非定常流中の円柱に作用する空気力について

1964年2月

15ページ

流速が周期的に変動する気流中の円柱の抵抗力、揚力、後流中のカルマン渦の頻度が測定された。円柱の直径にもとづく R_e 数は $1 \sim 3 \times 10^4$ 、風速振動数は $0 \sim 5 \text{ c/s}$ である。非定常流中の抵抗力は風速の瞬間動圧にほぼ比例して変動するが、加速時には正、減速時には負の方向にずれ、この傾向は風速振動数が高まるにつれて増大する。これは後流中の気塊の加速に関係がある。揚力には後流中のカルマン渦の頻度に対応する変動が明瞭に現れる。両者ともほぼ風速に比例して変化するが、揚力と同様、加速時に高く、減速時に低くずれる傾向がある。

I. 小橋安次郎

遠藤 浩

北村 清美

II. NAL TR-63

III. 532.58

NAL TR-63

航空宇宙技術研究所

非定常流中の円柱に作用する空気力について

1964年2月

15ページ

流速が周期的に変動する気流中の円柱の抵抗力、揚力、後流中のカルマン渦の頻度が測定された。円柱の直径にもとづく R_e 数は $1 \sim 3 \times 10^4$ 、風速振動数は $0 \sim 5 \text{ c/s}$ である。非定常流中の抵抗力は風速の瞬間動圧にほぼ比例して変動するが、加速時には正、減速時には負の方向にずれ、この傾向は風速振動数が高まるにつれて増大する。これは後流中の気塊の加速に関係がある。揚力には後流中のカルマン渦の頻度に対応する変動が明瞭に現れる。両者ともほぼ風速に比例して変化するが、揚力と同様、加速時に高く、減速時に低くずれる傾向がある。

NAR TR-63

航空宇宙技術研究所

非定常流中の円柱に作用する空気力について

1964年2月

15ページ

流速が周期的に変動する気流中の円柱の抵抗力、揚力、後流中のカルマン渦の頻度が測定された。円柱の直径にもとづく R_e 数は $1 \sim 3 \times 10^4$ 、風速振動数は $0 \sim 5 \text{ c/s}$ である。非定常流中の抵抗力は風速の瞬間動圧にほぼ比例して変動するが、加速時には正、減速時には負の方向にずれ、この傾向は風速振動数が高まるにつれて増大する。これは後流中の気塊の加速に関係がある。揚力には後流中のカルマン渦の頻度に対応する変動が明瞭に現れる。両者ともほぼ風速に比例して変化するが、揚力と同様、加速時に高く、減速時に低くずれる傾向がある。

I. 小橋安次郎

遠藤 浩

北村 清美

II. NAL TR-63

III. 532.58

NAL TR-63

航空宇宙技術研究所

非定常流中の円柱に作用する空気力について

1964年2月

15ページ

流速が周期的に変動する気流中の円柱の抵抗力、揚力、後流中のカルマン渦の頻度が測定された。円柱の直径にもとづく R_e 数は $1 \sim 3 \times 10^4$ 、風速振動数は $0 \sim 5 \text{ c/s}$ である。非定常流中の抵抗力は風速の瞬間動圧にほぼ比例して変動するが、加速時には正、減速時には負の方向にずれ、この傾向は風速振動数が高まるにつれて増大する。これは後流中の気塊の加速に関係がある。揚力には後流中のカルマン渦の頻度に対応する変動が明瞭に現れる。両者ともほぼ風速に比例して変化するが、揚力と同様、加速時に高く、減速時に低くずれる傾向がある。

I. 小橋安次郎

遠藤 浩

北村 清美

II. NAL TR-63

III. 532.58

I. 小橋安次郎

遠藤 浩

北村 清美

II. NAL TR-63

III. 532.58

TR-49	高速軸流圧縮機の研究 (Ⅲ) An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (Ⅲ)	1963年9月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田晃 西脇英夫, 岩部柱相
TR-50	境界収縮法による偏微分方程式の境界値問 題の数値解法 Numerical Method for Boundary Value Problems of Partial Differential Equa- tions by Boundary Contraction	1963年9月	樋口一雄, 能美力
TR-51	人間の静的不安定系の制御能力 Human Control Ability of the Statically Unetable System	1963年9月	武田 峻
TR-52	粒状加熱器の熱特性 Thermal Characteristics of a Pabble-Bed Heater	1963年9月	林 二 識
TR-53	円管流の非定常熱伝達 (第1報) 一壁温が時間と流向距離のみによる場合— Thermal Characteristics of the Unsteady Flow through a Circular Pipe whose Temperature depends on Time and Flow-Directional Distance only	1963年10月	林 二 識
TR-54	偏微分方程式の混合境界値問題の差分法に よる数値解法 Difference Method for the Mixed Boundary Value Problems	1963年10月	三好 甫
TR-55	ボスをもった車盤の回転強度 Rotating Strength of Rotor Which Has a Boss	1963年11月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-56	亜音速および遷音速における二次元非定 常空気力の測定 (第I報) Measurements of the Unsteady Airloads for Two-Dimensional Flow at Subsonic and Transonic Speed Range (I)	1963年11月	中村泰治, 田辺義一
TR-57T	Measurements of the Aerodynamic Derivatives of a Biconvex-Flat Airfoil in Supersonic Flow at Mach Number 2 to 3	January 1964	Takao Ishii Mitsunori Yanagisawa
TR-58	高度500フィートないし10,000フィートに おける上下突風の測定および解析 Measurements and Analyses of gust Velocities from 500 to 10,000 feet altitude	1964年1月	竹内和之, 小野 幸一 山根皓三郎
TR-59	磁気テープデータ処理設備とその特性 The Magnetic Tape Date Reduction System and Its Performance	1964年1月	田畑浄治, 中 正夫 山本芳樹, 三浦雅男
TR-60	変厚平板翼の振動について On the Natural Vibration of Platc-Like Wings of Variable Thickness	1964年1月	塙 武敏, 越出慎一 戸川隼人, 川井忠彦
TR-61	後退角45°, テーパー比0.6の薄い片持翼 の遷音速におけるフラッタ特性におよ ぼすマッハ数の影響の実験的研究 Some Effects of Mach Number on the Transonic Flutter Characteristics of Thin Cantilever Wings Having a Taper Ratio 0.6 and a Sweptback Angle of 45°	1964年2月	中井映一, 小原 瑛
TR-62	超音速における翼端板効果 The Effects of End-plates at Supersonic Speeds	1964年2月	尾形吉和

航空宇宙技術研究所報告63号

昭和39年2月 発行

発 行 所 航空宇宙技術研究所
 東京都調布市深大寺町1880
 電話武蔵野(0422)(3)5171(代表)

印 刷 所 笠井出版印刷社
 東京都港区芝南佐久間町1の53
