

斜め円柱に沿う境界層の横流れ不安定実験

航空宇宙技術研究所

高木 正平 (Shohei Takagi)

斜め円柱模型表面に発達する三次元境界層の遷移過程を実験的に調べた。円柱模型の後縁部にはフェアリングを付けたの
でその断面形状は人魂で、後退角を 50° にした。可視化技術
の他、計測には熱線風速計及びレーザ流速計が用いられた。
流れの可視化では、ほぼ一様流方向に並んだ定在的な縦渦列
が見いだされ、その間隔は境界層厚さの約4倍であった。この
比は従来の結果と良く一致する。乱流に先だつて現われる良
進行波も見いだされ、速度分布に変曲点が出現する時期と良
く一致している。進行波のスベクトラムは広帯域であるが、
そのほぼ中心周波数に同調する音波を流れに注入したところ、
スベクトラム全域にわたる乱れの低減が生じ、その結果乱流は、
遷移が遅延した。乱流を特徴付ける低周波成分の生成機構は、
進行波成分に含まれる2つの音波の注入で明確にするこ
とができた。また三次元境界層遷移研究に関する簡単なレビュー
を行なった。

1. はじめに

近年の高速輸送機の主翼は衝撃波を回避するために後退
角を持っており、そのために翼面上に形成される境界層は
三次元である。三次元境界層は後述するように二次元境界
層に比べて著しく不安定であるために、実機の三次元翼で
は前縁付近ですでに乱流に遷移している。この遷移点をで
きるだけ翼後縁部に遅延させるか、できるだけ遷移させな
い技術が層流制御(Laminar Flow Control, 略してLFC)であ
る。従って、今日の層流制御は専ら三次元境界層を対象に

している。層流制御技術の中で翼表面の細いスリットや小さい穴から境界層を吸い取って、遷移を制御しようとする考えは古くからあった。ただ、当時の製造加工技術が未熟で翼表面の仕上がりが悪く、レイノルズ数の低い風洞試験では成功しても実機では長い層流領域が保てなかった。今日再びこの技術が脚光を浴びたのは燃料の高騰と相まって微細加工技術や新材料の出現によって、LFC翼の実用化が可能となって来たからである。現にNASAではすでに風洞試験 (Harvey et al. 1982) 及び実機による試験飛行 (Mordoff 1985) が開始されている。航技研では革新航空機技術の一翼を担うLFC技術の確立が期待され、後退平板模型試験 (Ishida et al. 1987) を経て三次元翼模型による低速風洞試験 (石田 他 1989) が進行中である。

しかし欧米技術の模倣から脱却し、日本独自の制御技術確立することも必要である。このためには何と云っても三次元境界層の遷移機構を明らかにすることが先決であることは言うまでもない。本研究の動機はこの点にあり、三次元翼の前縁を模擬している斜め円柱上に発達する境界層について調べた。今回はまず斜め円柱境界層遷移に関して過去に報告されている流れ場 (Poll 1979, 1985, Kohama 1987, 小浜 1989) との整合性を可視化や熱線風速計等を用い

流部のある流れでは、一様流方向にほぼ規則正しく並んだ縦渦列が存在していることを見いだした。Anscombe & Illingsworth (1952) は風洞試験の可視化 (China clay) でこの縦渦の存在を再確認した。Owen & Randall (1952) は早速 Gray の飛行試験結果と Anscombe & Illingsworth の風洞試験結果を整理し、横流れ安定と遷移基準を提唱した。そのために $RCF = W_{max} \delta_{10} / \nu$ なる Crossflow Reynolds 数を導入した、ここに代表的な速度と長さのパラメータとして W_{max} は Crossflow 速度の最大値、 δ_{10} は $W_{max}/10$ となる境界層厚さがとられた。それによると後退翼の前縁部で Crossflow Reynolds 数最小は $RCF=96$ であり、遷移は $RCF=150$ となる位置で生じた。Allen & Burrows (1956) と Burrows (1956) らはテーパのない後退翼で追試飛行試験を行ない、Owen & Randall らの基準と定性的に良く一致した。この結果は当時 Gray の予期せぬ失敗を払拭する朗報であった。Gregory, Stuart and Walker (1955) らは前述のような後退角を持つ翼の上に発達する境界層の不安定現象を理解するために、三次元境界層の最も簡単な例として、回転円盤上に誘起される三次元境界層について実験及び理論の両面から調べた。可視化実験からは、層流域と乱流域の間に同じ角度で周方向に並ぶら旋状の渦列が現われることを

て確認すると共に、音波による遷移制御を試みたのでその結果について述べる。また三次元境界層遷移に関する実験的研究のレビューを行ない、本実験の位置付けを明確にしたい。

2. 三次元境界層の遷移研究レビュー

後退角を持つ翼面上に発達する三次元境界層の特徴として、非粘性の一樣流の方向と圧力勾配の方向が異なるために生ずる一樣流と直角方向の流れ、すなわち横流れがある。この横流れは壁面と境界層外部で速度0となるために境界層内には変曲点型の不安定な速度分布が形成される。変曲点を持つ速度分布は粘性のない極限で微小攪乱に対して不安定であることは良く知られている。従って、三次元境界層は二次元境界層と比べて著しく不安定で、乱流遷移は早い。このように三次元境界層遷移の振る舞いは二次元のそれと比べ異なる。

Gray (1952) は後退角のない (unyawed) 層流翼の風洞試験では翼弦の60%まで層流に保つことができたが、飛行試験では後退角がおよそ 20° 以上になると前縁から翼上下面とも乱流となったと報告している。Grayはさらに飛行試験で昇華法を用いた可視化実験も試みており、前縁近傍に層

示した。これらの実験結果から、壁面に固定した渦列の形成は三次元境界層に特有の現象として注目され、不安定問題の中核をなすものと考えられた。現に Stuart (Gregory et al. 1955) は曲率のある境界面に発達する非圧縮な三次元境界層に対して微小周期攪乱の成長を支配する線形方程式を導き、さらにこの方程式を妥当な近似のもとに、二次元境界層方程式に簡単化し、回転円盤流にあてはめた。その結果、縦渦は横流れに起因する変曲点型の不安定によって形成されることが理論的に示された。

これ以降、回転円盤 (Wilkinson & Malik 1985) の他に、回転円錐 (Kobayashi & Izumi 1983, Kobayashi et al. 1983)、回転球 (Kohama & Kobayashi 1983)、回転円柱 (Kegelman et al. 1983, Kohama 1985)、斜め円柱 (Poll 1979, 1985)、圧力勾配付き平板 (Saric & Yeates 1985, Bippes & Nitschke-Kowsky 1987) あるいは後退翼 (Arnal & Juillen 1987) についての三次元境界層遷移過程が次々と調べられた。しかし流れ場によって、曲率やコリオリ力の有無等の違いがあるにせよ、これらにほぼ共通した乱流遷移は、横流れによって生ずる定在的な縦渦の発生と乱流に先だって生ずる進行波 (Traveling Wave; 例えば Arnal & Juillen, Poll) 要約されよう。ただ翼型や圧力勾配付き平

板のように前縁部を除けば流れ方向に緩やかな圧力分布を持つ流れ場における進行波に対する、斜め円柱のように圧力勾配の急な流れ場における進行波との対応はどうか、また進行波はどのような力学的機構で生ずるのかまだ明確に説明はできていない。このように三次元境界層遷移研究に未知な部分が多いのは、流れ場が複雑で計測が難しいという理由だけでなく、未だに流れを人工的に制御できていない点にあるように思われる。

3. 実験装置

3.1 風洞

当所大型低速風洞の1/10縮尺風洞はレーザ流速計校正（以下校正風洞と呼ぶ）用に低乱、低騒音化を目指して全面改修されたが、測定部は改修前と同様に断面650mmH×550mmWで長さは1500mmである。風路は単路回流式で、低乱化のために縮流筒には開口比0.6の金網5枚用いると共にその絞り比は改修前のそれに比べて倍以上の面積比9:1にとり、低騒音化のためにモータと帰還風路は風洞建物の外に建設された。その結果、風洞性能は大幅に向上し、次のような特性結果を得た。測定部における流速は1-65m/sの範囲で連続可変、流れの一様性は境界層を除いて±0.2%、主

流速 30 m/s における乱れ度は 0.05% である。乱れの内訳は主流速度変動 3 に対し音波性圧力変動 7 である。図 1 に主流速度が 30 m/s における空の測定部中央での主流速度変動のスペクトラムを示す。スペクトラム成分の中でライン性 120 Hz を基本波とする高調波成分が顕著である。この基本周波数は流速に比例し、送風機から伝播している音波性の圧力変動である。ちなみに送風機回転数と翼の枚数の積はこの基本周波数に等しい。また振幅はそれほど大きくないが $20\text{--}100\text{ Hz}$ に分布している成分は縮流筒外壁の振動に起因している。一方裾が広い 10 Hz 成分は流速に無関係であり、その発生源は特定できていない。

3.2 三次元模型

直径 100 mm のアルミ製パイプにフェアリングを付け、図 2 に示すように風洞測定部に後退角 50° で水平に設置した。模型前縁直角断面はいわゆる人魂で、その弦長は 250 mm 、従ってフェアリング頂角は約 29° である。測定部上流から発達している境界層の模型前縁汚染 (attachment line contamination) を防止するために、測定部側壁と模型は上流側で 40 mm 、下流側で 30 mm の隙間を開けた。レーザ流速計計測のために模型表面に艶消し塗料を塗布した。一方可視化で用いたアルミパイプにも同種の塗料を用いたが、フェアリ

ングは付けていない。座標は流れ方向に X 軸、模型前縁に沿って Y 軸、鉛直方向に Z 軸をとる。また前縁中央線から周方向に θ 角をとる。各軸原点について、X 軸は $\theta = 90^\circ$ の Y 軸上、Y 軸は測定部中央、Z 軸は模型表面とする。

3.3 レーザ流速計

ここで用いたレーザ流速計はレーザ 2 焦点 (Laser 2 Focus) 方式である。その測定原理は、2 本のレーザビームを流れ方向に微小な距離 s 隔てて流れに直角に入射しこの 2 本のビームを連続して通過した時に発する一対の散乱光パルスの時間間隔すなわち飛行時間 t を求め、個々の粒子の移動速度 $U (=s/t)$ を測定する。この時得られた速度 U は光軸に直角で、2 本のビーム軸を結ぶ方向の速度成分である。シーディング剤としてパラフィン 3 に対し、その溶剤としてトリクロロエチレン 7 を混合したものを用い、送風機よりやや上流から注入した。このシーディング径は $0.2 \mu\text{m} - 0.5 \mu\text{m}$ であるので、粒子速度と流体速度は同一とみなしてよい。本光学系の諸元は、焦点距離 500mm 、ビーム間隔 $265 \mu\text{m}$ 、ビーム径 $18 \mu\text{m}$ 、焦点深度 2s 程度である。

3.4 周波数分析

流速に比例する出力電圧を持つ熱線風速計の出力は小野測器の周波数分析器 (CF-940) にて周波数分析を行なった。

その分解能は 800ラインである。処理した結果は 3.5インチデスクに記録し、後日結果の参照と作図が可能である。

3.5 その他の装置

流れに正弦波音を注入するために、正弦波発振器 2 台と波形混合器、スピーカ及びオーディオ用増幅器が用いられた。スピーカ出力は 1W-1.5W の範囲で用いた。音波は測定部床の穴から注入した。熱線プローブは全て単線で、その軸は模型前縁に平行すなわち主流に対し 50° 傾けた。

4. 実験結果

4.1 流れの可視化

三次元境界層の特徴であるスパン方向の圧力勾配に誘導される横流れによって定在的な縦渦列が形成されることは理論的にもしめされている (Gregory et al. 1955, Itoh 1985)。この縦渦列をオイルフローで可視化した。その結果を図 3 に示す。この写真は一樣流速 (50 m/s) が定常となって 5 分後に風を止め写真撮影をした。円柱表面に巻きつく形で細い縦筋の列を見ることができる。その渦間隔は必ずしも等しくなく、また周方向には下流ほどその間隔は広がっているように見える。 $\theta = 90^\circ$ 付近の平均間隔は $\lambda = 1.2 - 1.3\text{ mm}$ である。後に示すように、この位置における境界層厚

さはおよそ $\delta = 0.3 - 0.35 \text{ mm}$ である。従って境界層厚さに対する渦間隔はおよそ $\lambda / \delta = 4$ で、三次元翼模型あるいは三次元平板境界層で測定した結果 (Arnal et al. 1984, Bippes et al.) とよく一致している。

4.2 L2FVによる縦渦間隔計測

可視化で縦渦列の存在が確認された。この事実をさらに裏付けるために、測定プローブの小さいレーザ流速計を用いた。熱線風速計を適用できなかった理由は、縦渦間隔に比べ十分小さい熱線がなかったからである。測定点は $\theta = 90^\circ$ の線に沿って境界層よりやや外層の壁面から 0.5 mm の高さを保ちながら流速分布を測定した。その結果を図4に示す。渦間隔はおよそ 0.6 mm で可視化から求めた間隔のちょうど半分である。横方向に圧力分布のある平板境界層の遷移過程の中で、本結果と同様な測定例 (Saric & Yeates) と計算例もある (Reed 1988)。しかしこのような結果に対する反論 (Kohama 1987) もあること、図4における流速分布は縦渦の中心を捉えていないために流速の振幅が小さく、またL2FV計測の再現性についても全く問題がない訳ではなく、もう少し再考の必要があるように思われる。

4.3 平均流速分布

図5と6は $\theta = 90^\circ$ における流速分布を示す。図5は模

型前方一様流 $U_{\infty} = 41 \text{ m/s}$ における L2FV を用いた、また図 6 は $U_{\infty} = 49.6 \text{ m/s}$ における熱線風速計を用いた測定例である。図 5 には Y 方向 2 点 $Y = -25 \text{ mm}$ と $Y = 65 \text{ mm}$ における U / U_{∞} 分布が比較してあり、流れの Y 依存度は小さく二次元性は保たれているといえる。さらに模型が排除した流れによって、模型近傍で流れが最大 U_{∞} の 35% まで大きく加速されていること、また W 成分は小さいが常に正で、境界層の発達の様子が分かる。図 6 の流速分布はまだブラジウス型で層流であり、その境界層厚さはおよそ $\delta = 0.3 - 0.35 \text{ mm}$ と求まる。

4.4 二次不安定波

横流れ不安定によって周波数 0 の変動すなわち定在的な縦渦列が遷移の前期に発生することはすでに示したが、遷移がさらに進行すると、時間依存性の変動が現われ (Poll 1985)、この変動はちょうど縦渦にリング状に重畳し、ある位相速度で進行する波である (Kohama 1987) ことも分かって来た。そこで熱線風速計による速度変動成分の計測と分析を行なった。その結果を $U_{\infty} = 38.2 \text{ m/s}$ の場合について図 7 に示す。進行波変動は $4 \text{ KHz} - 10 \text{ KHz}$ まで極めて広帯域の成分を含んでいることが分かる。この進行波は境界層の二次不安定に起因すると言われ、安定理論による数値予測 (Dallmann et al. 1987) も試みられているが、まだ十分に

一致していない(Bippes et al.) のが現状である。

4.5 音波による制御

流れに正弦波音を注入し、境界層の応答を調べた。その結果、例えば図7と同様の流速では3kHz以下の音に対して、何ら流れの変化はなかった。一方進行波の周波数帯域の範囲で、特に進行波の中心周波数近傍の音には敏感に反応した。そこで最も効果のある音 f_1 を注入したときの、境界層の流速及びその変動強度分布を測定した。その結果を音の注入がない場合の結果と共に図8に示す。音の注入によって、平均流速分布には顕著な変化は見られないが、いずれの場合も変曲点型であり、進行波の発生源と思われる。流速変動は境界層全域に渡って減少し、局所的には30%も減少する所もある。次に図7と同じ位置に熱線を固定し、 f_1 を注入しながら流速変動の周波数分析を行なった。その結果を図9に示した。比較のために、図7の結果も図示してある。音の注入によって、進行波のレベルが減少するだけでなく3kHz以下の低周波成分の減少も同時に起こった。このような低周波成分の抑制が何故に起こるかを調べるために、いずれも進行波周波数帯域内の2つの音を注入した。すなわち先に用いた $f_1(6.352\text{kHz})$ と $f_2(7.375\text{kHz})$ である。分析結果を図9に示したように、複音と単音の本質的な効

果は同じである。さて、 $(f_1 - f_2)$ 及びその高調波成分の生成は、明らかに f_1 と f_2 の非線形相互作用によるもので、乱流化への低周波成分の生成過程を明示している。従って、進行波の成長を抑えることによって、低周波成分も同時に抑制される機構がここにある訳である。ただ、音によって何故進行波の成長が抑制されるかについては、いまだ不明である。

5. 結論

フェアリング付斜め円柱上に発達する三次元境界層の遷移について実験的に調べた。遷移の初期に横流れ不安定に起因して生成される縦渦列をオイルフローによって可視化し、遷移が進行するにつれて縦渦に重畳するように発生する進行波は熱線風速計で検出した。進行波に同調する音波によって遷移の進行を抑制でき、2つの音波によって低周波成分の生成機構を説明できた。

参考文献

Allen, L. D. and Burrows, F. M.: Flight experiments on the boundary layer characteristics of a swept back wing. Coll. Aeronaut. Rep. No.104, Cranfield

Inst. Technol., Bedford, Engl.

Anscombe, A. and Illingsworth, L. N.: Wind-tunnel observations of boundary layer transition on a wing at various angles. ARC R&M 2968 (1952).

Arnal, D. et al.: Experimental and theoretical study of transition phenomena on an infinite swept wing, Rech. Aerosp., no 1984-4 (1984).

Arnal, D. and Juillen, J.C.: Three-dimensional transition studies at ONERA/CERT, AIAA Paper 87-1335 (1987).

Bippes, H. and Nitschke-Kowsky, P.: Experimental study of instability modes in a three-dimensional boundary layer, AIAA Paper 87-1336 (1987).

Burrows, F. M.: A theoretical and experimental study of the boundary layer flow on a 45 swept back wing Coll. Aeronaut. Rep. No.104, Cranfield Inst. Technol., Bedford, Engl.

Dallmann, U. and Bieler, H.: Analysis and simplified prediction of primary instability of three-dimensional boundary layer flows, AIAA paper 87-1337 (1987).

Gray, W. E.: The effect of wing sweep on laminar flow. RAE TM Aero 255 (1952).

Gregory, N., Stuart, J. T. and Walker, W. S.: On the stability of three-dimensional boundary layers with applications to the flow due to a rotating disk. Philos. Trans. R. Soc. London Ser. A 248 (1955) 155-199.

Harvey, W.D. and Pride, J.D.: The NASA Langley laminar flow control airfoil experiment, AIAA Paper 82-0567 (1982).

Ishida, Y. et al.: An experimental study of LFC wing at low speed. 第25回飛行機シンポジウム予稿集(1987)
石田洋治 他4名；三次元後退翼の層流制御試験 第27回飛行機シンポジウム予稿集(1989).

Itoh, N.: Stability calculations of the three-dimensional boundary-layer flow on a rotating disk, In Laminar-Turbulent Transition, ed. V.V. Kozlov, (Springer, 1985) 463-470.

Kegelman, J. T., Nelson, R.C. and Mueller, T. J.: The boundary layer on an axisymmetric body with and without spin. AIAA J. 21(1983) 1485-1491.

Kobayashi, R. and Izumi, H.: Boundary-layer transition on a rotating cone in still fluid. J. Fluid Mech. 127(1983) 353-364.

Kohama, Y. and Kobayashi, R.: Boundary-layer transition and the behavior of spiral vortices on rotating spheres. J. Fluid Mech. 137(1983) 153-164.

Kohama, Y.: Flow structures formed by axisymmetric spinning bodies. AIAA J. 23(1985) 1445-1454.

Kohama, Y.: Some expectation on the mechanism of cross-flow instability in a swept wing flow, Acta Mech. 66(1987)21-38.

小濱泰昭：流れに斜めに置かれた円柱の境界層遷移、第21回乱流シンポジウム講演論文集(1989)。

Mordoff, K.F.: NASA C-140 with laminar flow wing simulating air line service flights, Aviation Week & Space Technology, April 15 (1985).

Owen, P. R. and Randall, D. J.: Boundary layer transition on the swept wing. RAE TM Aero 277 (1952).

Poll, D.I.A.: Transition in the infinite swept attachment line boundary layer, Aeronaut. Q. 30, (1979)607-629.

Poll, D.I.A.: Some observations of transition process on the wind-ward face of a long yawed

cylinder, J. Fluid Mech. 150(1985)329-356.

Reed, H.L.: Wave interactions in swept-wing flows,

Phys. Fluids, 30 no.11(1988)3419-3426.

Saric, W.S. and Yeates, L.G.: Experiments on the

stability of cross-flow vortices in swept-wing

flows, AIAA Paper 85-0493(1985).

Willkinson, S. P. and Malik, M. R.: Stability

experiments in the flow over a rotating disk. AIAA

J. 23(4) (1985) 588-595.

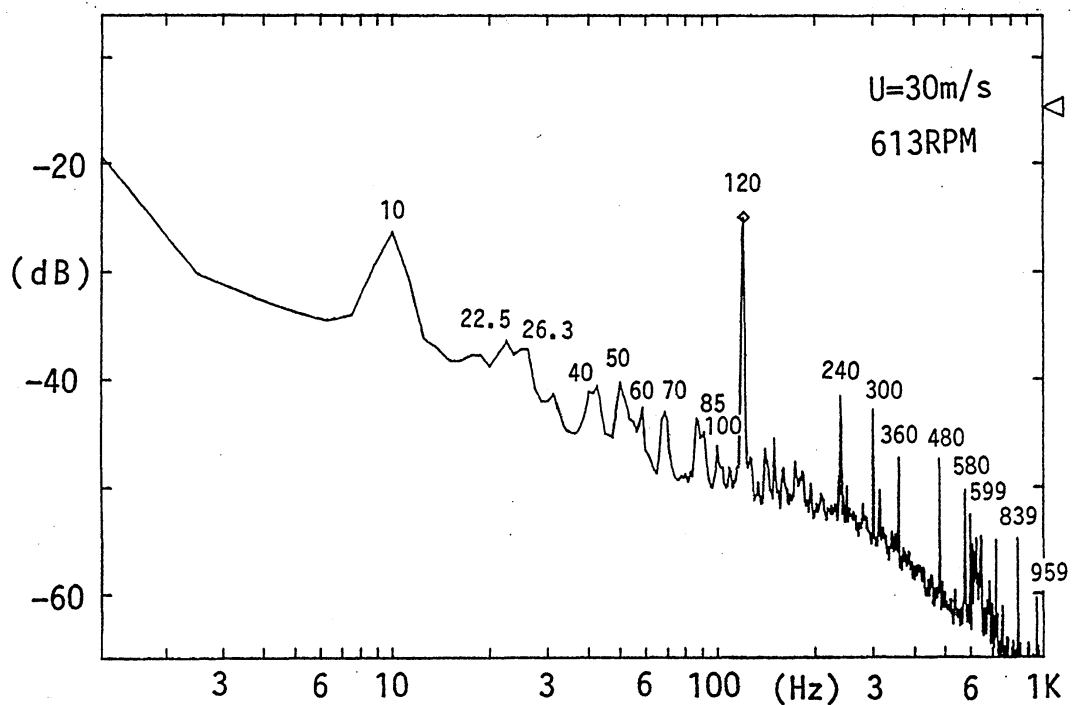


Fig.1 Spectrum of the residual stream-wise velocity fluctuation in the empty test section.

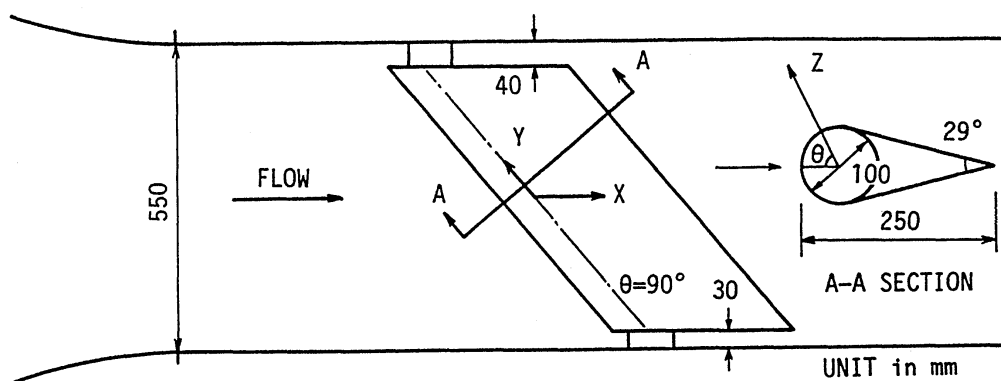


Fig.2 Plan view of a cylinder swept at 50° with a 'teardrop' section.

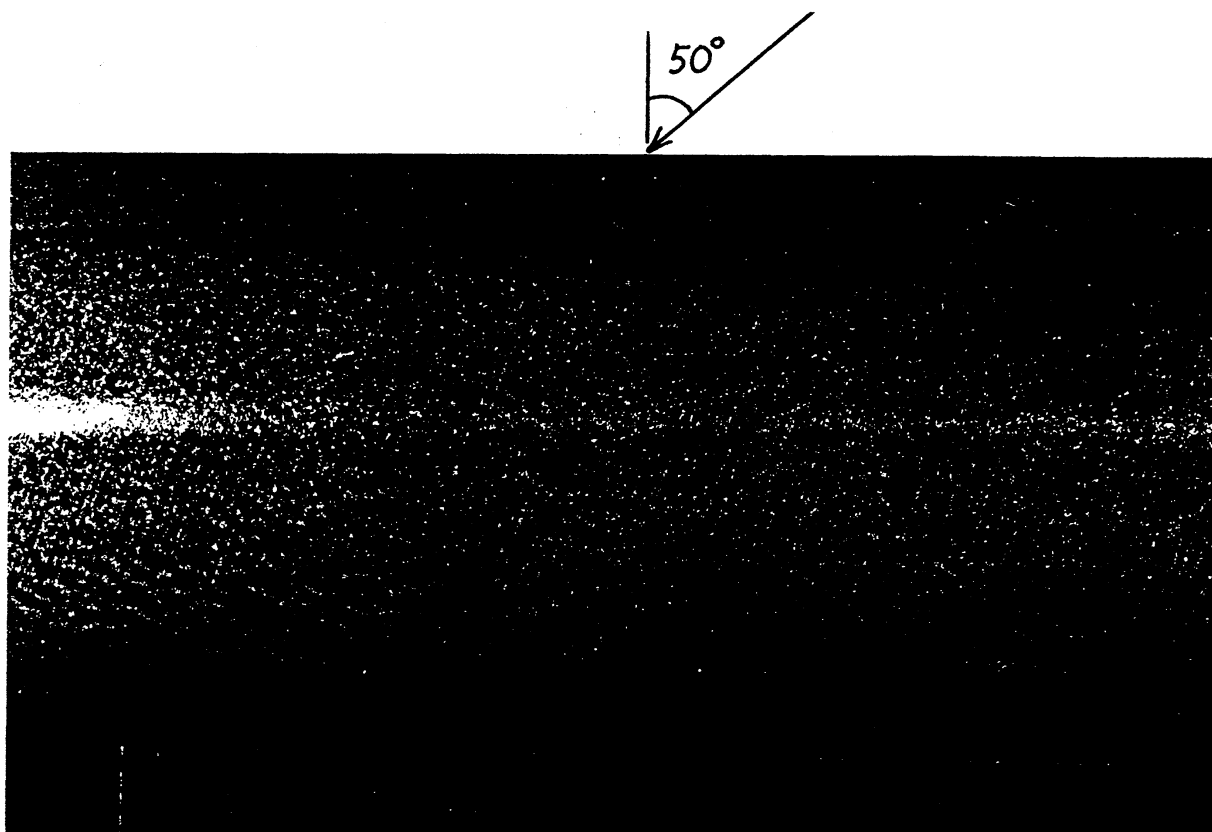


Fig.3 Oil-flow visualization on a 100mm dia cylinder with no fairing at a windspeed of 50 m/s.

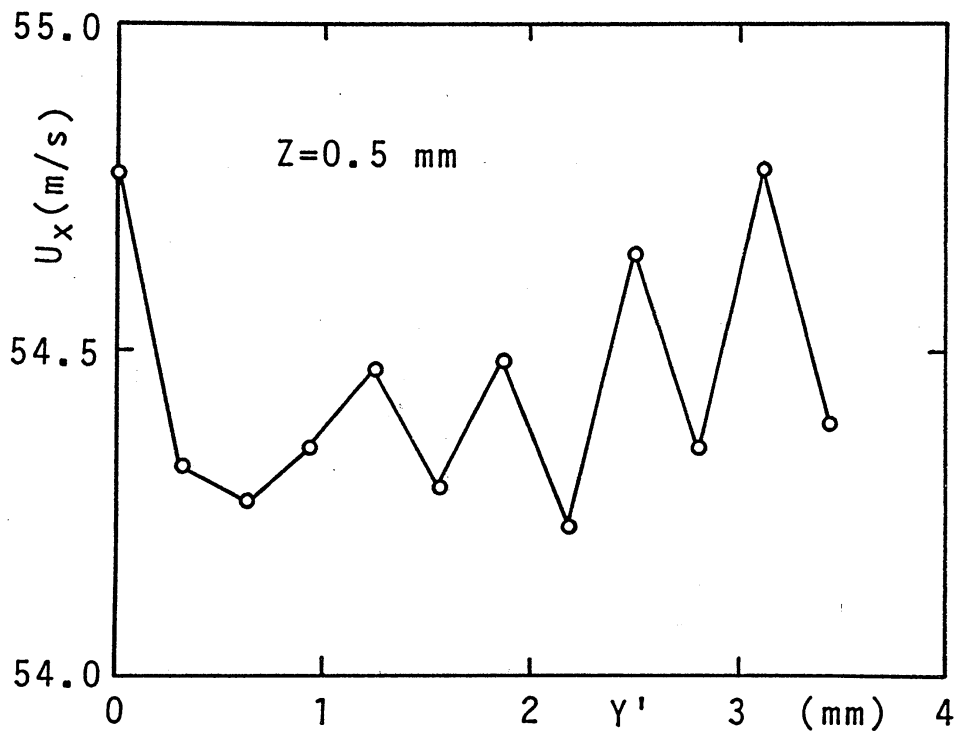


Fig.4 Mean streamwise velocity distribution in the spanwise direction at $X=0$.

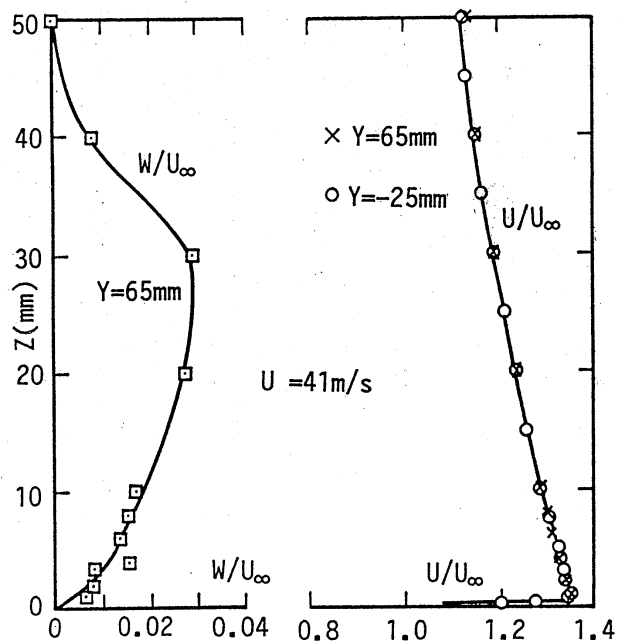


Fig.5 Two-dimensionality along Y -axis at $X=0$.

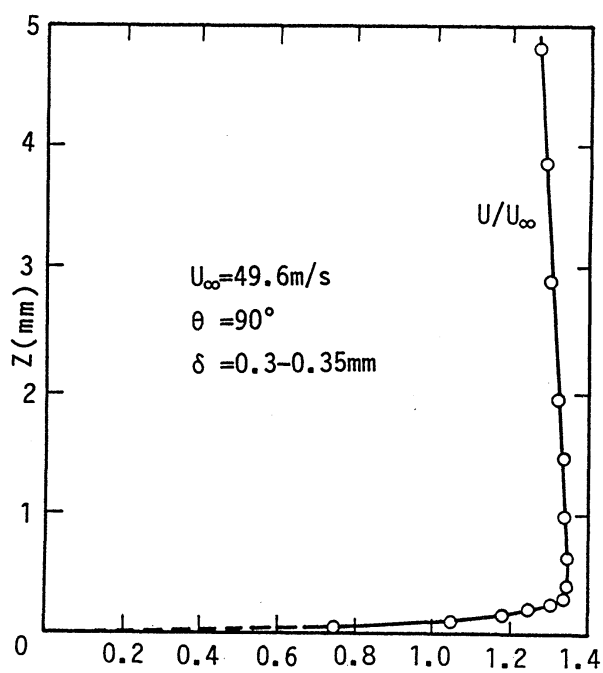


Fig. 6 Streamwise velocity distribution at $X=0$.

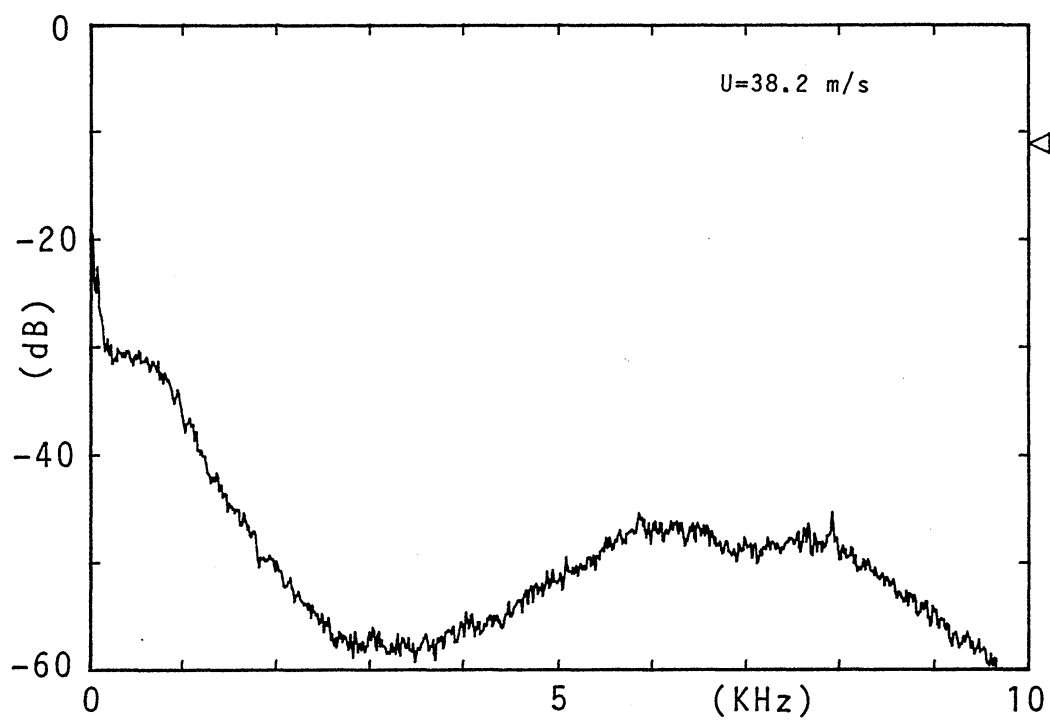


Fig. 7 Power spectrum of the streamwise velocity fluctuation with no excitation.

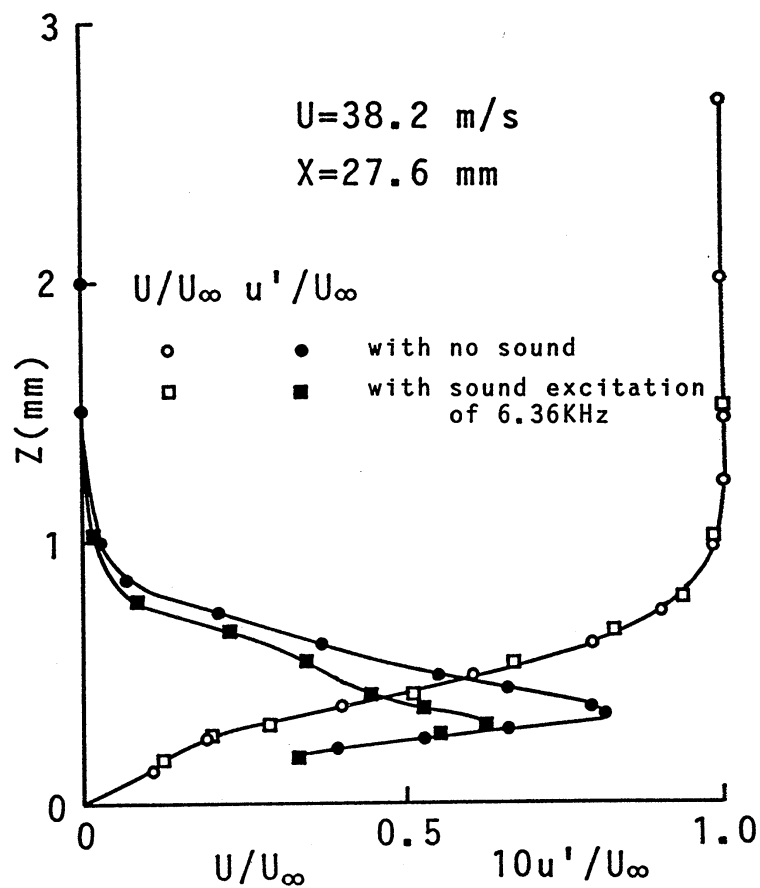


Fig.8 Mean and fluctuation velocity distribution with and without sound excitation.

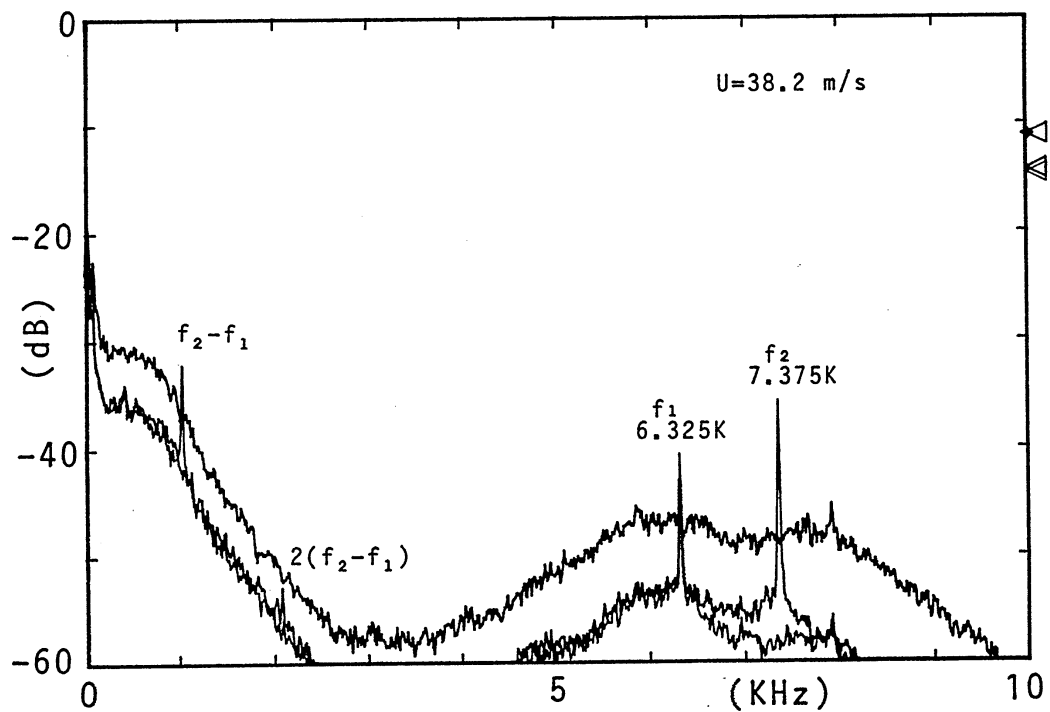


Fig.9 Power spectra of the streamwise velocity fluctuation with single and dual sound excitation in comparison with no sound case.