

航技研 6.5 m×5.5 m 低速風洞におけるステレオ PIV システム開発予備試験

○加藤裕之、渡辺重哉、星野秀雄、末永尚史、中谷輝臣（航空宇宙技術研究所）

Preliminary Test of Stereo PIV system Applied to the 6.5 m×5.5 m Low Speed Wind Tunnel

Hiroyuki Kato, Shigeya Watanabe, Hideo Hoshino, Hisashi Suenaga, Teruomi Nakaya (NAL)

Abstract

Preliminary tests of a stereo PIV system applied to a large-scale, low-speed wind tunnel are conducted. A tip vortex generated by a rectangular wing with an angle of attack and interfered flowfield between jet-engine exhaust and external flow are demonstratively measured by an off-the-shelf PIV system to examine the applicability of the stereo PIV technique to the large-scale wind tunnel and to acquire data required to determine the specifications of the system. The test results proved applicability of the stereo PIV to the large-scale, low-speed wind tunnel, while accuracy evaluation is to be done extensively in future. It was also found that the vibration of the wind tunnel has little effects on the velocity measurement accuracy while it does have effects on the location of the imaging area.

1. はじめに

流体研究、特に乱流研究において、速度分布計測を通じた空間流れ場に関する情報の取得は非常に重要な要素であり、古くから熱線流速計を用いた計測が広く行われてきた。その後、コンピューター技術、レーザー技術、画像処理技術の進歩に伴い、LDV (Laser Doppler Velocimetry)、PTV (Particle Tracking Velocimetry)、PIV (Particle Image Velocimetry) 等の非接触の流速計測技術が開発されてきた。特に PIV¹ はコンピューター、CCD カメラおよび画像処理技術の急速な進歩の恩恵を強く受けて急激に普及し、実験室レベルでは確立した計測手法として活用されている。PIV の他手法と比較した場合の利点としては、LDV 等の点計測手法と異なり一度に 2 次元面内の瞬時速度場が計測できる点、碁盤目状に規則正しく並んだ点での速度ベクトルが統計処理アルゴリズムによりオンラインで計算できる点等があげられる。しかし、高速流、微小流体、大規模風洞への適用については、それぞれ特有の問題点を持ち、現在も各国の PIV 研究者らにより技術開発が続けられている状態にある。

PIV の大型実用風洞への適用は、実機レベルの複雑形状の流れ場計測（回転翼の BVI (Blade Vortex Interaction) 騒音、高揚力装置等）、高レイノルズ数流れにおける乱流・遷移研究等の基礎研究から実機開発にわたる広範なニーズを有する点で重要であり、DLR の Kompenhans グループ^{2,3} 等の精力的な研究に

より大型風洞への整備が進みつつある。

このような世界的な流れの中で、航技研風洞技術開発センター(WINTEC)では、新規に整備する計測技術として PIV に注目し、6.5 m×5.5 m 低速風洞を中心とした実用風洞に整備する計画である⁴。計測手法としての有効性、将来性の観点から、WINTEC では流速の 3 成分計測が可能なステレオ PIV^{2,5} を選択した。計測範囲が広くかつカメラと計測位置の距離が必然的に大きくなる大型風洞の場合、強い散乱光強度を持つ前方散乱が利用でき、カメラ設置位置の自由度も比較的高いというステレオ PIV システムの特徴は、本質的に重要となる。

本報では、本格的な PIV システム整備に先だって 6.5 m×5.5 m 低速風洞において実施された予備試験の結果と大型風洞への PIV 適用における主要な問題点について述べる。今回の予備試験は、ステレオ PIV システム整備における技術的問題点の把握と必要データの取得を目的とする。特に重要な試験項目は、

(1) 高流速時の PIV 計測の機能確認（特に風洞振動の影響）、(2) 最もニーズが高いと想定される 2 種類のレーザーおよびカメラセッティングでのステレオ PIV の機能確認、(3) 空間分解能に関するデータ取得、(4) 他の手法での速度計測結果との比較によるデータ信頼性の概略評価である。

2. 実験装置

2.1 風洞および計測対象流れ発生装置

風洞としては、航技研 6.5 m×5.5 m 低速風洞 (LWTI) を使用した。同風洞は最大風速 75 m/s の大気圧・回流式風洞である。風洞の座標系は、風洞中心 (風路断面の中心、前後方向は測定部 (カート) 床中央のターンテーブルの中心) を原点とし、気流方向に x 、後方から見て右方に y 、上方に z に設定した。

計測対象流れ場としては、単純でかつ他手法による速度計測データを有するという観点から翼端渦を選んだ。翼端渦を発生させるための半裁の矩形翼を用いた渦発生装置⁶ (図 1、翼型 NACA0012、翼弦長 350 mm、翼端が風洞中心高さに一致するように設置、迎角 $-10^{\circ} \sim 10^{\circ}$ 可変) はカート最前方位置の床部分に垂直に固定した。また、実機開発で想定される、より複雑な流れの例として、エンジン排気と外部流の干渉流れの計測を実施した。この流れ場は、カート床に固定されたナセル付きの実燃焼方式小型ジェットエンジン (AMT 社製「Olympus」、推力 160 N、最大回転数 110,000 rpm、排気ガス温度 750°C) を風洞一様流中で作動させることにより発生させた。同エンジンの風洞取付状態の写真を図 2 に示す。

2.2 ステレオ PIV システム

今回の計測には、デモンストレーション用の TSI 社製ステレオ 3D-PIV システムを使用した。構成機器一覧を表 1 に、翼端渦計測時のシステム構成図を図 3 に示す。粒子画像取得用カメラは 1008×1018 画素の高解像度白黒 CCD カメラで、シャインフルーフ機構を有したカメラアセンブリを介して F マウント用レンズが取り付けられるようになっている。本カメラのフレームレートは 30 Hz であり、従って、フレームソトラリングによって得られる、ベクトルマップのサンプリングレートは 15 Hz となる。レーザーパルスの時間間隔 (time separation) Δt は一様流風速および計測範囲のサイズに応じて、 $5 \sim 70 \mu\text{s}$ の範囲で変化させた。シードとしては DEHS (Di-Ethyl-Hexyl-Sebacat) という液体粒子を用いた。シーディングジェネレータで生成されるシード粒子 (液滴) の平均粒径は約 $1 \mu\text{m}$ である⁵。液滴化したシードはカートの直下流から導入し、数分間のシーディングにより、PIV 測定に十分な濃度のシードを全風路に充満させることができた。

翼端渦のステレオ PIV 計測時のレーザーおよびカ

メラのセッティングは図 4 に示す 2 種類を採用した。一つは、渦の中心軸に垂直な面 (y - z 面) での計測 (図 4 (a)) であり、もう一方は中心軸を含む面 (x - z 面) での計測 (図 4 (b)) である。どちらの場合も両カメラともシード粒子からの前方散乱光の利用が可能である。エンジン排気流計測時のセッティングはレーザーシート位置の違い (x, y, z の全方向) を除き図 4 (b) と同一である。

2.3 試験条件と画像取得/データ処理時パラメータ

風洞一様流風速 U は、10 m/s、30 m/s、60 m/s の 3 種類の条件で試験を行った。単位レイノルズ数はそれぞれ 6.2×10^5 、 1.8×10^6 、 3.7×10^6 (/m) である。

また翼端渦計測では、矩形翼の迎角を 5° と 10° の 2 種類に変化させることにより渦の強さを変えて計測を行った (迎角の正負の定義は図 3 参照)。エンジン排気干渉流計測では、風速を 30 m/s 一定とし、エンジン回転数を 50,000 \sim 110,000 rpm の間で 4 種類変化させた。

PIV 用画像データ取得に関するパラメータは、計測面配置 (y - z 面または x - z 面)、レンズ (焦点距離 50, 105, 180 mm)、カメラ支持方法 (2 台共通支持、個別支持)、レーザーパルス間隔 Δt である。PIV データ処理時の主要パラメータは相関計算アルゴリズム (FFT、直接相関計算、超高解像度アルゴリズム (Hart Correlaion))、空間分解能に相当する interrogation spot size、誤ベクトルの除去 (validation) 方法、誤ベクトルの内挿方法である。本稿で示す処理結果は、FFT、spot size 32×32 pixel (翼端渦) および 64×64 pixel (エンジン干渉流)、速度ベクトルの大きさおよび相関画像の SN 比を用いた validation 手法を使用して計算したものである。誤ベクトルに対する内挿は実施していない。また、同一試験条件で 50 \sim 200 回取得したデータの統計処理により平均流速、乱流強度等の統計量を算出した。翼端渦計測においては渦位置が時間的に変動するため、瞬時画像の渦中心が一致するように瞬時ベクトルを平行移動させた上で平均化処理等を行った。

2.4 風洞振動の影響確認

通風中に風洞測定部側壁に固定したプレートを PIV 測定することにより、風洞振動の影響を調べた。撮影に用意したプレートは、シード粒子を模擬し

たパターンを有するもの(図5(a))と円形パターンを格子状に配したもの(図5(b))の2種類である。カメラのセッティングは(y-z面)での計測(図4(a))と同様である。図6にレーザおよびカメラセッティングの概略を示す。撮影は、プレートを反対側の風洞側壁に設置して行った。プレートの照明には、模擬シード粒子パターンのケースではレーザ光(ダブルパルスの発光間隔 Δt は5 μ s)、円形パターンの場合にはカート内部照明用の連続光を用いた。使用したレンズは焦点距離180mm、また、その時の撮影領域はおよそ280mm \times 280mmである。試験はカメラの支持方法(2台共通支持と個別支持)を変え、風速一様流速0、30m/s、60m/sの3種類の条件について実施した。

3. 計測結果

3.1 [計測例1] 矩形翼の翼端渦

以下に、一様流風速30m/s、迎角 10° での翼端渦の速度分布計測結果を示す。図7は翼前縁から後流方向に約14c(cは翼弦長)位置のy-z平面にレーザライトシートをセットしたケースの瞬時速度ベクトル図を示したものである。180mmレンズを使用して最大解像度を狙ったケースであり、 32×32 pixelのinterrogation spot sizeで空間分解能は4.5mm角である。瞬時ベクトルは、若干の乱れの存在によりベクトルの向きがランダムに振れているものの、定常的で強力な翼端渦の存在は明らかである。渦中心部は遠心力によりシード粒子が非常に入り込みにくいため、ベクトル計算ができていない(白く抜けている部分)。同一ケースの200画像を用いた平均速度ベクトルを図8に示す。等高線で示した風洞気流方向速度 u は、渦中心でピークを持っているが、これは同一流れ場の7孔ピトー管による計測結果⁶と一致するとともに、NACA0015の翼端渦に対するLDV計測結果⁷とも一致する。また、-y方向に速度の遅い領域が、+y方向には速度の速い領域が見られ、PIVにより点計測では困難な詳細な流れ構造に関するデータが得られることがわかる。z方向の乱流強度 w' (w の変動量のrms値)の等高線図を図9に示す。渦中心で乱れが最も強く、また渦中心から四方にx字状に乱れの強い領域が伸びているのが観察される。 w' の最大値はわずか3m/s程度と小さいが、PIVにより正確にその分布が取得できている。

図10に渦軸に平行なx-z断面上の平均速度分布の計測結果を示す(200画像使用)。渦軸垂直面内速度成分 v 、 w はy-z断面計測結果と整合した結果となっている。また、気流方向に渦のコア径がほとんど変化しない点、渦軸が後流に行くに従い若干下方(翼根側)に移動するという点は、文献7の計測結果と定性的に一致するものである。

y-z平面計測結果から求めた周方向速度のz方向(スパン方向)分布を図11に示す。ここで z_{vor} は渦中心を原点としたz軸である。180mmおよび105mmレンズを使用した場合と7孔ピトー管による計測値⁶が比較してある。180mmレンズの計測結果は7孔ピトー管による計測結果とよく一致している。105mmレンズの結果は $z_{vor} > -20$ mmでは他の結果とよく一致するが、 $z_{vor} < -20$ mmでは一致がよくない。2つの周方向速度ピーク位置の距離として定義されるコア径はPIV計測結果では38mm(翼弦長の11%)であり、ピトー管による計測値(30mm)よりも大きくなっている。この差の一因としては、ピトー管計測の空間分解能の低さ(10mmピッチ)が考えられる。

3.2 [計測例2] ジェットエンジン排気と外部流の干渉流

図12に風洞一様流風速30m/s、エンジン回転数50,000rpmのケースのx-z面上の平均速度ベクトル図(50画像平均)を示す。図中、x、z座標の原点はエンジンノズル出口(NE)中心である。前方からエンジン内に吸い込まれたシードは燃焼により大部分が消失してしまうため、排気流内部はほとんどが誤ベクトルであった。よって、 $z_{NE} < 50$ mmの領域でのデータの信頼性は非常に低い。排気コア流を含めた全速度場の計測を実現するためには、燃焼の影響を受けにくい固体粒子シードの使用が必要と考えられる。

3.3 風洞振動の計測結果

図13にカメラ個別支持における、模擬粒子プレートの結果を示す。本結果はSpot Sizeを 128×128 pixelに設定し、ステレオPIVによって処理した結果である。座標系は翼端渦等と同様である。一様流風速が一番高い60m/sの場合においても、振動がゼロの状態にある風速0の時の結果とほぼ変わら

なかった。また、カメラ奥行き方向の速度成分 v は他の成分に比べ、ばらつきが大きい。これは、2台のカメラの光軸間角度が小さい（約 20 度）ためと考えられる。

図 14 に円形パターンの 1/30 s 間隔ごと（合計 100 フレーム）の変位量を計測した結果を示す（一様流風速 60 m/s のケースのみ、30 m/s のケースにおける変位量はどちらのカメラについても ± 0.2 mm 以下）。水平方向の変位量は比較的小さいが、垂直方向に関しては、 ± 2 mm 程度変位していることが分かった。

4. 大型風洞への適用における主要な課題

今回の計測では風洞振動の影響により、PIV 計測が不可能になったり、誤ベクトルが大幅に増加したりする問題は発生しなかった。これは Δt が風洞の固有振動周期に比べ非常に短いことが最大の原因と考えられる。一方、複数画像を取得する場合、風洞振動により誘起されるカメラおよびレーザーの振動により画角の移動が発生するという問題があり、統計処理時にその影響を補正する必要がある。

今回の計測では FFT による相関計算を行った場合、180 mm レンズを用いても空間分解能は 4.5 mm 程度が下限であった。1 mm 程度の分解能を当面の目標とすると、300 mm レンズ等の望遠レンズの使用、相関計算アルゴリズムの改善による spot size 低減化の努力が不可欠である。

また、計測精度の向上および計測の簡便化を図るためには、カメラキャリブレーションのトラバース装置等の調整作業を自動化・簡易化が非常に重要であると考える。

5. まとめ

航技研 6.5 m \times 5.5 m 低速風洞において、矩形翼の翼端渦のステレオ PIV 計測を実施した。その結果は、他の計測手法によるデータや文献データと定量的、定性的におよそ良好な一致を示した。この結果は大型低速風洞へのステレオ PIV 適用において重大な問題点がないことを明らかにした。また、風洞の振動は PIV による速度ベクトル計測に大きな影響を与えないことが判明した。今後、今回取得したデータの評価結果に基づき、PIV システムの主要コンポーネント仕様を決定するとともに、トラバース装置等の

周辺機器の設計・製作を実施していく予定である。その際、2 m \times 2 m 遷音速風洞や 0.2 m \times 0.2 m 超音速風洞等の風洞への適用も視野に入れて、本計測システムに可搬性を持たせることを積極的に検討したいと考えている。

最後に、PIV のデモンストレーションにご協力頂いた西華産業（株）安木、中村両氏に感謝いたします。

文献

- (1) Adrian, R. J., *Annu. Rev. Fluid Mech.*, pp. 261-304 (1991)
- (2) Willert, C., *Meas. Sci. Technol.*, Vol. 8, Nos. 3/4 (1997)
- (3) Kompenhans, J., *J. Visualization*, Vol. 2, Nos. 3/4 (2000)
- (4) 渡辺他, 第 66-67 回風洞研究会議論文集 (NAL SP として刊行予定) (2002)
- (5) Raffel, M., et al, *Particle Image Velocimetry - A Practical Guide*, Springer (1998)
- (6) 末永, 航技研技術資料 NAL-TM (近刊予定)
- (7) McAlister, et al, NASA TP-3151 (1991)

表1 ステレオPIVシステム・コンポーネント

コンポーネント	規格・仕様	備考
レーザー	ダブルパルスNd:YAGレーザーY120-15 (120 mJ/pulse@ 532nm, 15 Hz)	Spatial Aperture使用
CCDカメラ	ステレオPIV用 TSI社製 PIVCAM 10-30 (1008×1018pix, 8 bit, 30 Hz) 2台 (Scheimpflug対応カメラアセンブリを介してレンズ取付) 2D PIV用 TSI社製 PIVCAM 13-8 (1280×1024pix, 12 bit, 8 Hz) 1台	15 image pair/sec 4 image pair/sec
カメラレンズ	Nikon製 Nikkorレンズ 焦点距離50 mm (F 1.2)、105 mm (F 1.8)、180 mm (F 2.8)	測定対象サイズに応じ3種類を交換
ビームデリバリ光学系	ミラー式 (y-z面計測時2個, x-z面計測時1個のミラー使用)	
シート光学系	焦点距離 200 mm ~ ∞ ; シート開き角 10 ~ 60°	
シンクロナイザ	TSI社製レーザーパルスシンクロナイザ	
制御用PC	Pentium III (550 MHz) ×2, RAM 1 GB, 外付けHD 60 GB	
PIVソフトウェア	TSI社製 InSight Stereo Ver. 3.31	
キャリブレーションターゲット	TSI社製 DPDSターゲット (200 mm×200 mm)	両面、高さ2段階
シーディング装置	シーディングジェネレータ LSG-500 1台 (シード平均粒径 約1 μm)	DLRにて開発 ⁵
シード	DEHS (Di-Ethyl-Hexyl-Sebacat)	

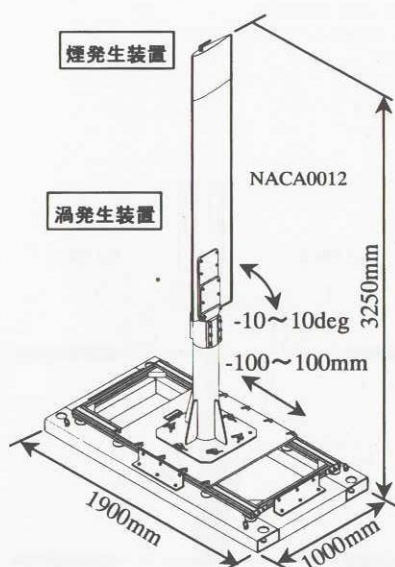


図1 半裁矩形翼型渦発生装置⁶

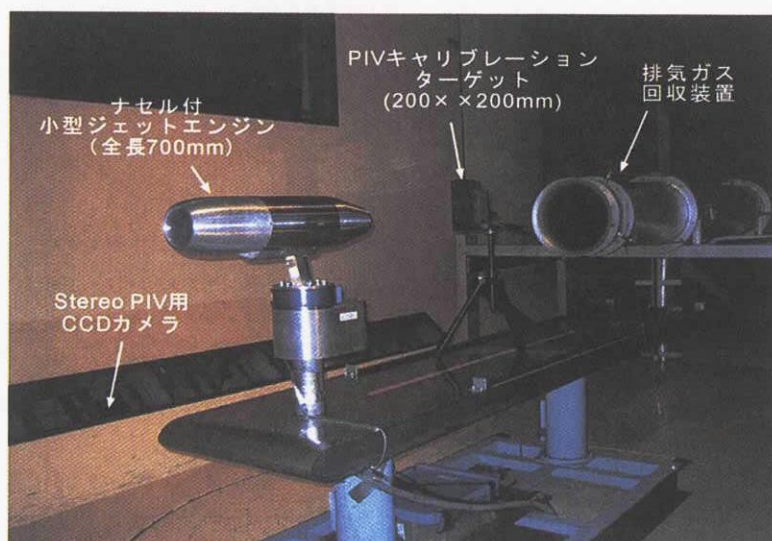


図2 小型ジェットエンジンの6.5 m×5.5 m低速風洞取付状態

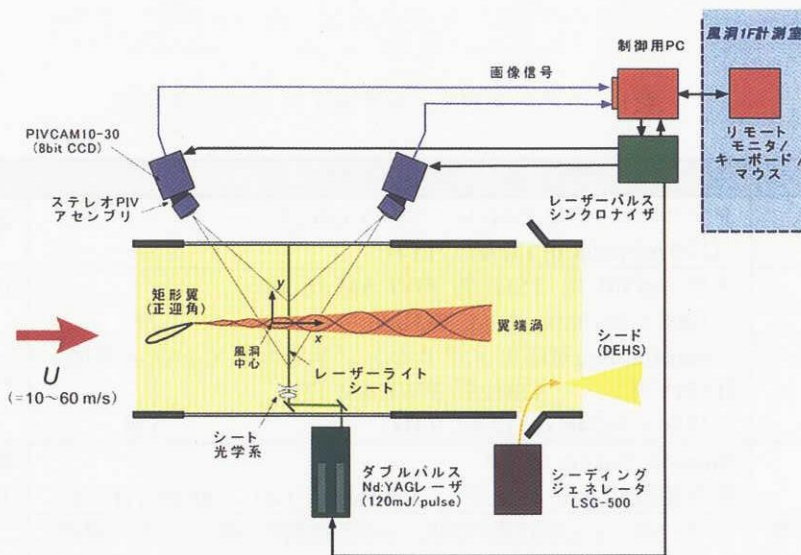
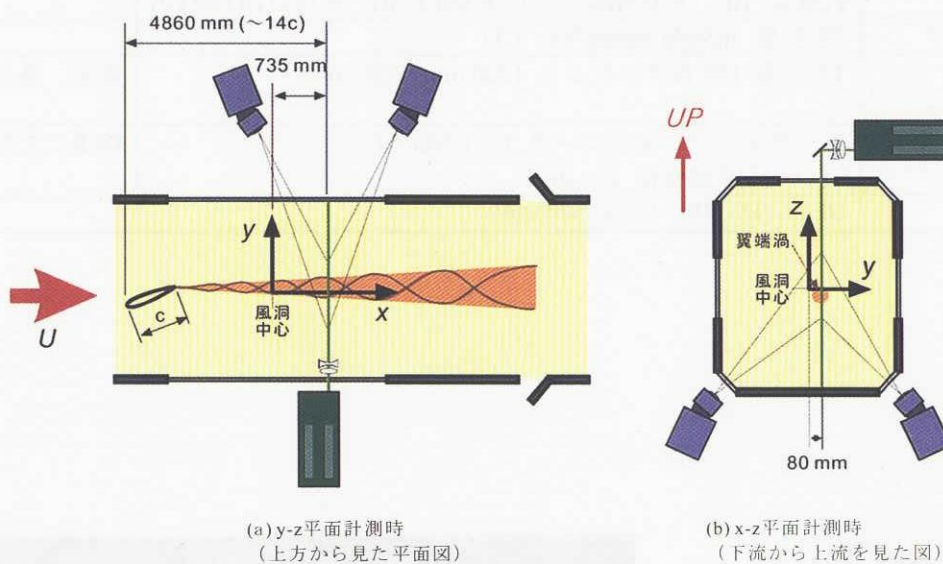


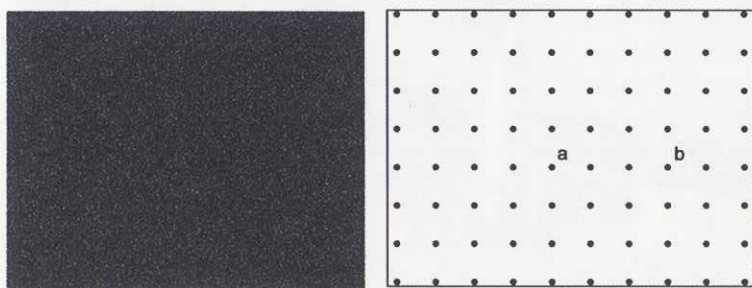
図3 Stereo PIVシステム構成図



(a) y-z平面計測時
(上方から見た平面図)

(b) x-z平面計測時
(下流から上流を見た図)

図4 翼端渦計測時のレーザおよびカメラセッティング



(a) 模擬粒子パターン

(b) 円形パターン

図5 振動計測用プレート

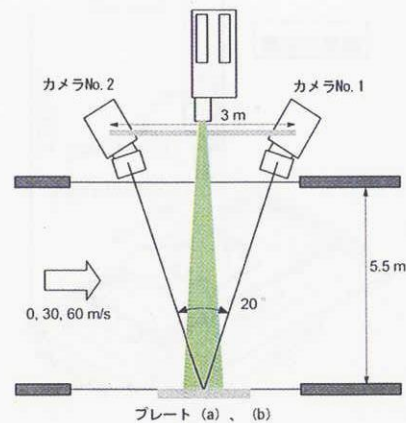


図6 振動計測時のセッティング

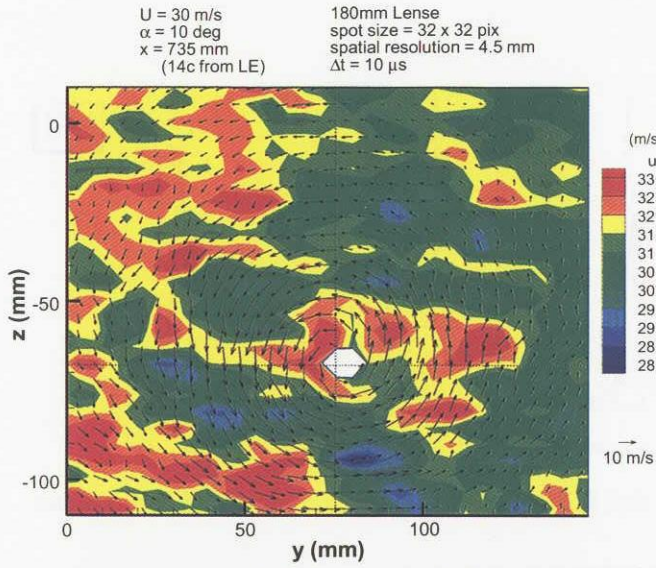


図7 翼端渦瞬時速度ベクトル (渦軸垂直断面)

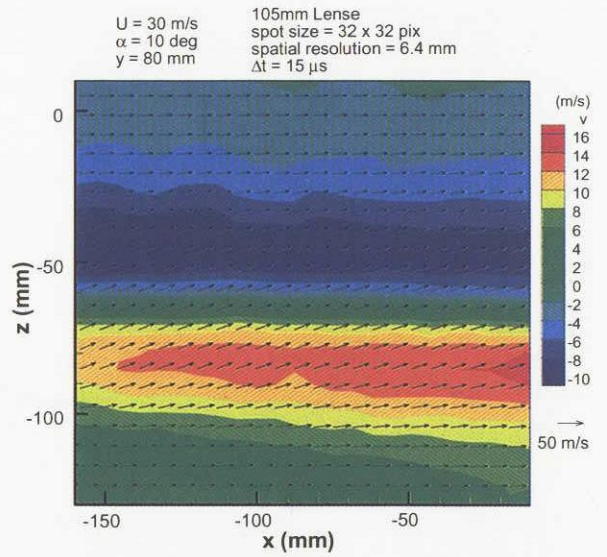


図10 翼端渦平均速度ベクトル (渦軸平行断面)

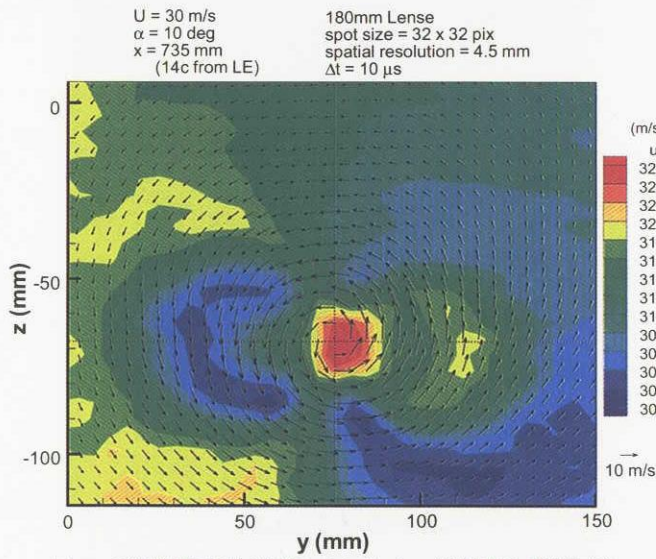


図8 翼端渦平均速度ベクトル (渦軸垂直断面)

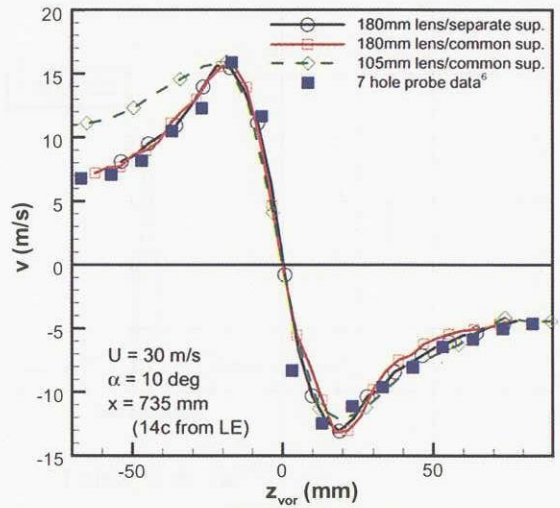


図11 翼端渦周方向速度分布

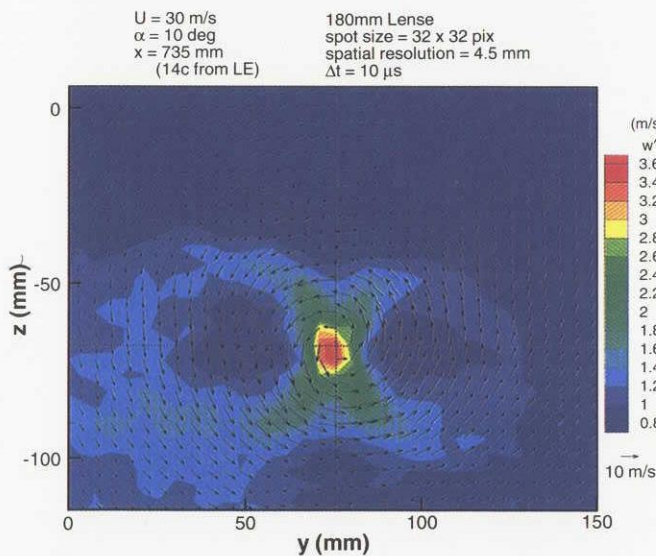


図9 翼端渦z方向乱流強度 w' (渦軸垂直断面)

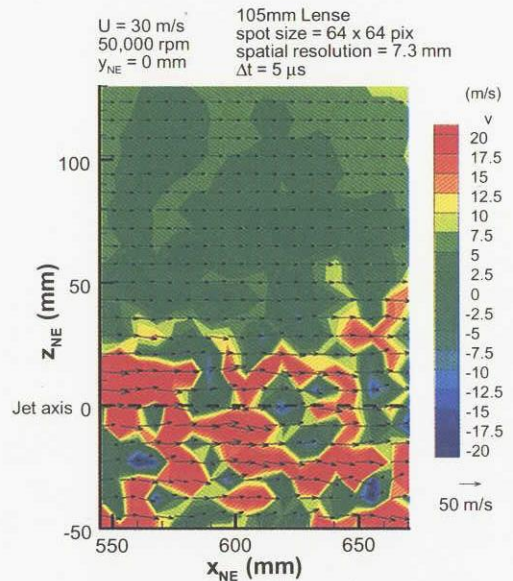


図12 エンジン排気干渉流の平均速度ベクトル

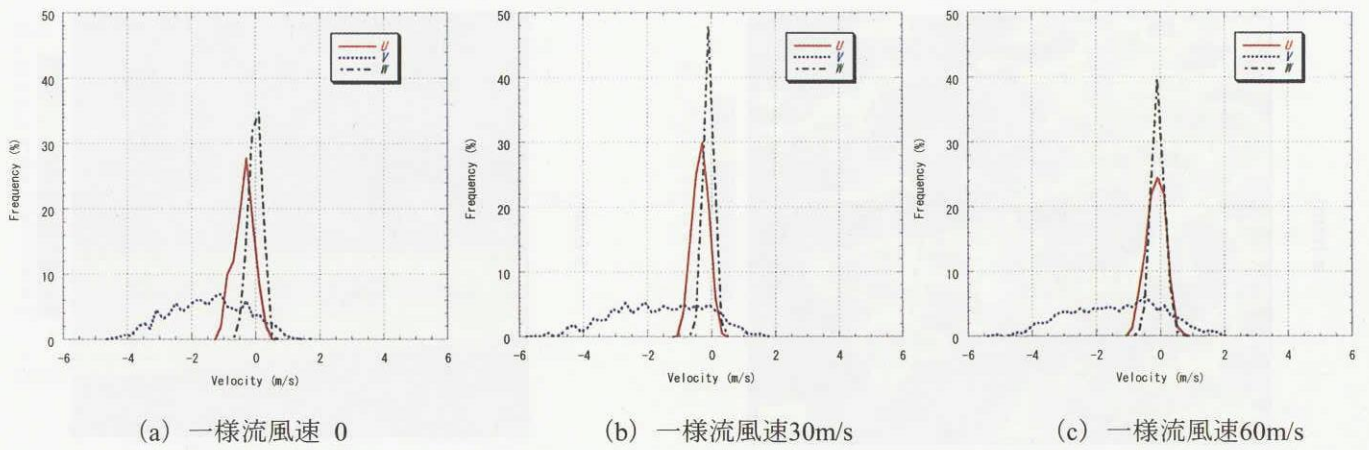


図13 風洞振動の影響（模擬粒子パターン）

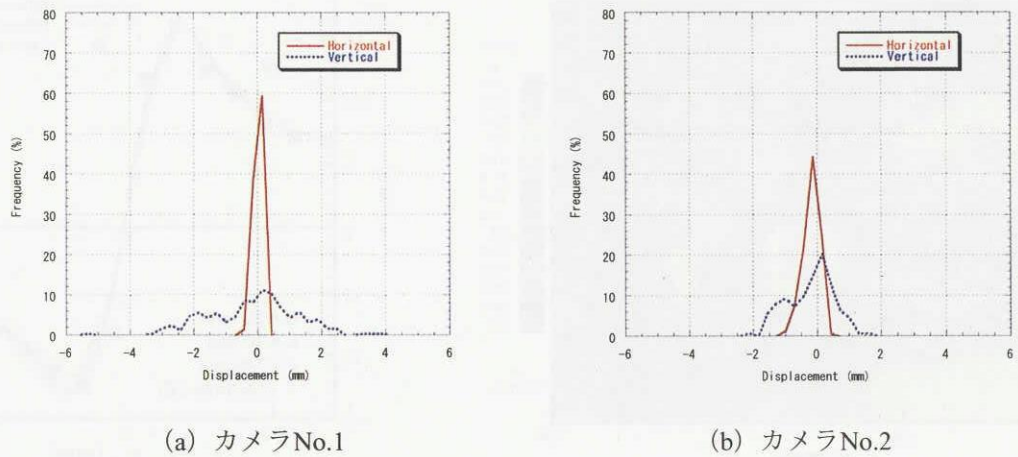


図14 風洞振動の影響（円形パターン、一様流速風速60 m/s）