

航技研における可搬型 PIV システムの開発・整備状況について

○加藤裕之、渡辺重哉(航空宇宙技術研究所)

Development of Stereoscopic PIV System in NAL Wind Tunnel Technology Center (WINTEC)

Hiroyuki Kato, Shigeo Watanabe (NAL)

Abstract

A stereoscopic PIV system has been developed for large-scale wind tunnels in National Aerospace Laboratory (NAL). The system and its components are introduced, and important technical issues and future plans are addressed. Some test results obtained by the PIV system in NAL 6.5m x 5.5m low speed wind tunnel, including jet-engine exhaust/external flow interaction and helicopter blade-vortex interaction, are presented to show capability, measurement accuracy, and limitations of the system. The results show that the present PIV system is useful for acquiring velocity field data in industrial-type tests as well as aerodynamic research-oriented experiments. The velocity measurement capability will be provided to public users of the wind tunnels after conducting detailed evaluations of measurement accuracy.

1. はじめに

航技研風洞技術開発センター(WINTEC)では、風洞試験・計測技術の高度化業務の一環として、空間速度分布計測の可能な大型風洞用粒子画像流速計測(PIV)システムの開発を推進している。現在、6.5m×5.5m 低速風洞を主対象とし、各種流れ場の計測を通じてシステム整備・改善及び計測精度の把握に必要な試験を実施している。本報では、現在、開発・整備中の PIV システムに関して、その概要について紹介するとともに、今後の整備・改善計画についてまとめる。なお、本システムは整備が整い次第、所外のユーザーにも空間速度場計測サービスを提供する予定である。

今日まで、航技研の大型実用風洞は、国内の航空機及び宇宙機等の空力設計において要求される空力特性データの取得のために活用されてきた。従来、風洞試験における計測技術は、実機設計において必須とされる空気力、表面圧力、空力加熱等の計測に重点が置かれてきたが、実機性能の向上及び設計技術の高度化に伴い、空間流れに関する詳細データ取得の重要性も徐々に高まりつつある。例えば、エンジンに入ってくる流れの向きや速度はエンジン性能を決定する重要なパラメータであり、また、水平尾翼位置での主翼からの吹き降ろしの分布は水平尾翼の取り付け位置や角度を決定する際の重要な空力設計情報である。これらの要求に対応すべく、WINTEC では中期計画における風洞技術高度化の一環として、瞬時の空間速度分布を計測可能な粒子画像流速計測

(PIV)システムを整備することとした。

PIV による流速計測原理は、流体に混入した微細なシード粒子をシート光により非常に短い時間間隔で2回光らせ、その間の粒子の移動量を CCD カメラで計測し、計測された移動量をレーザの発光時間間隔で割って速度を求めるというものである。PIV 技術は実験室レベルのスケールが比較的小さく、速度の遅い流れを対象としたものにおいては、既にほぼ確立された技術であり^{1,2}、商用ベースの計測システムも多数開発されている。しかし、実用大型風洞への適用例は世界的レベルの海外風洞を見ても希少であり³、風洞のサイズ、風速(マッハ数)や個々の特殊性を考慮したシステムの開発が焦点となる。今回導入した2台のカメラを用いる、ステレオ PIV では、シート光面上の3成分すべての速度を取得することができ、3次元的な複雑な流れ場の計測にはきわめて有効である⁴。また、光学機器の設置に制約の多い大型風洞では、機器配置に柔軟性の高いステレオ PIV システムのメリットが更に重要となる。これらの利点を考慮し、WINTEC では、中期計画における風洞技術高度化の一環として、平面内の瞬時速度3成分が計測可能なステレオ PIV を整備対象として選択した⁵。平成13年度までに主な計測システムの整備を行い、マイクロ・ジェット付き半裁翼模型試験、ヘリコプタ・モデル・ロータ試験等において PIV 計測を実施した。以下、現在整備中の PIV システムを紹介するとともにこれらの計測例について報告する。

2. ステレオ PIV システム

表1に現在整備を進めている PIV システムの主要構成機器リストを示す。また、図1にそれらの構成図を示す。システムの主要機器は、シード粒子を光らせるための高出力ダブルパルス Nd:YAG レーザ、粒子画像取得のための高解像度 CCD カメラ、及びシステム制御、流速ベクトル解析用の計算機とソフトウェアとからなる。以下に、各機器の詳細について述べる。

2.1 CCD カメラ

粒子画像取得用カメラは 1280×1024 画素の高解像度白黒クロスコリレーション型 CCD カメラ(階調 12bit)であり、あおり機構を有したカメラアセンブリを介してレンズを取り付ける。本カメラアセンブリにより、ステレオ計測時にシート光面に対して斜めから撮影した状態でもシャイムフラグ条件(撮影面、CCD 素子面、カメラレンズ面の3面が同一直線状で交差する状態)を満足させることにより、撮影領域全面でのピント合わせが可能となっている²。制御用 PC に内蔵されている画像取り込みボードのフレームレートの制限により、ステレオ計測時における左右カメラによる画像ペア取得レートは最大 2Hz である。シード粒子からの散乱光以外の背景光を除去するために 532 nm 専用のバンドパスフィルターをカメラレンズの前に装着する。なお、カメラは防振対策が施されている H 型カメラ固定レールに固定し、風洞振動の影響を極力小さくしている。

2.2 レーザ及びレーザ光学系

シード粒子の照明用には 2 つの独立したキャビティを持った高出力 Nd:YAG レーザ(最大出力: 1 J/pulse、波長: 532 nm)を用いる。レーザパルスの時間間隔 Δt は画像取得用ソフトウェア上で任意に設定可能であり、計測領域における流速及び計測領域のサイズに応じて決定する。レーザビーム出口部には、本レーザと同一経路のビームを放出可能な小型固体レーザ(波長: 532 nm)が設置されている。安全上の観点から、試験準備初期段階のビーム調整はこの小型レーザを使い、大まかな調整が済んだ後、PIV 用レーザを用いた最終調整を行う。

レーザ光学系は、ビームデリバリ用光学系とシート光学系とから構成される。レーザ用ミラーを複数個(通常 2~4 個程度)組み合わせることにより、測定領域近くのシート光学系設置位置まで平行ビームを

導く。シート光学系は、シート生成のためのシリンドリカルレンズ、シート厚さを薄くするためのフォーシングレンズから成り、風路内への設置にも考慮し、円筒形状の一体構造となっている。

2.3 カメラキャリブレーション

ステレオ PIV の場合、2 台のカメラで取得した 2 枚の 2 成分速度ベクトルマップをステレオマッピングすることにより、実際の 3 成分速度場を算出する。ステレオマッピングの計算には、測定領域(3 次元空間)と画像(2 次元平面)との対応関係を求めるために、事前にカメラキャリブレーションを行う必要がある。このカメラキャリブレーションは、あらかじめ位置が既知のドットパターンが配置されているターゲットプレートを設置して行う。ターゲットは、両面ともに深さ方向に対して 2 段のグリッド面を持つ DPDS(dual-plane dual-side)タイプのものを使用した。ターゲットのサイズは、幅 500mm×高さ 400mm(ドット間隔 20mm)と幅 200mm×高さ 200mm(ドット間隔 10mm)の 2 種類を測定領域の大きさに応じて選択する。

2.4 計測用 PC 及びソフトウェア

PIV システム全体の制御は制御用 PC によって集中的にコントロールが可能となっている。また、モニタ、マウス、キーボードの遠隔地への設置を可能とする PC リモート装置を使用することにより、離れた場所(風洞計測室)からも制御用 PC の操作を行うことが可能である。PC 上に搭載された商用ステレオ PIV ソフトウェア(TSI 社 Insight Ver.3.34)を用いてレーザ、CCD カメラの同期操作、画像取得、第 1 次の速度ベクトル処理(FFT 相関計算による 2 成分速度ベクトル処理、2 成分速度ベクトル段階での初期的な誤ベクトル除去、3 成分速度ベクトルへのステレオマッチング処理)を行う。なお、相関計算時の検査領域(interrogation spot)サイズは通常 32×32pixel であり、近接するベクトルの計算間隔は検査領域幅の 50%としてる。第 2 次の速度ベクトル処理では、独自のプログラムにより、瞬時速度場データのアンサンブル平均処理、乱流強度やレイノルズ応力等の統計量を算出する。なお、流れ場に関する誤った解釈を避けるため、誤ベクトル除去後のデータの内挿による穴埋めは行っていない。

2.5 シード

シードとしては DOS(セバシン酸ジオクチル;別名

: DEHS)という液体粒子を用いた。DOS は常温において無色透明な液体で、人体に無害であり、若干の揮発性があり、ある程度時間が経過すると自然に揮発するため、風路を汚すことがないという特徴を持つ。シード発生装置は DLR によって開発されたラスキンノズル式のものを使用している。この装置によって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²。液滴化したシードはカート(測定部)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可能である。

3. 計測例

現在開発中のステレオ PIV システムの性能・能力及び適用可能範囲を具体的に示すため、低速風洞における 2 つの計測例(エンジン排気と外部流との干渉流れ、及びヘリコプタ・ロータの渦干渉流れ)を紹介する。これらの試験を含む予備的な試験結果⁸は、計測システムのハード/ソフト両面の改良、計測精度評価、経験及び計測上のノウハウの蓄積のために活用されている。

3.1 使用風洞

今回紹介する PIV 計測のために使用した風洞は、航技研の $6.5\text{m} \times 5.5\text{m}$ 低速風洞(LWT1)である。回流・大気圧式の低速風洞であり、最高風速は 75m/s である。LWT1 は実機開発試験を主に実施する風洞であり、実機空力設計に関連した速度計測ニーズが強いため、実用的流れへの適用を主目的とした本 PIV システムの主要ターゲットとなっている。

光学的アクセスとしては、LWT1 の場合は右舷側の光学ガラス窓と測定部直下流の静圧調整用スリットが主であり、左舷側及び上部の亚克力窓や八角形断面の斜め部に配置された照明用ガラス窓が補助的に利用できる。また、場合によっては風防を設けるなどの対策を施した上で機器を風路内に設置することも可能である。

3.2 [計測例 1] エンジン排気と外部流との干渉流れ

複雑な流れ場への適用例として、輸送機形態の半裁模型を用いた、エンジン排気と機体周りの外部流との干渉流れ場の計測を実施した。本計測は、高温ジェット排気干渉流への PIV 計測技術の適用可能性評価及び CFD 解析検証用空間速度場データの取得を主な目的としている。

エンジンは AMT 社製「Olympus」、推力 160N 、最大回転数 $110,000\text{rpm}$ 、排気ガス温度 750°C 、機体は「飛鳥」の 7%スケール模型(スパン: $b=2.14\text{m}$ 、平均空力翼弦長: $c=0.31\text{m}$)である。試験条件は、風洞一様流風速: $U=55\text{m/s}$ (単位レイノルズ数: $Re=3.4 \times 10^6(/\text{m})$)、エンジン回転数: $70,000$ 、 $90,000\text{rpm}$ 、迎角: $\alpha=4^\circ$ 、横滑り角: $\beta=0^\circ$ とした。

レーザ及びカメラの配置を図 2 に示す。計測断面はエンジン中心軸を通る水平断面とし、シート光はその位置にセットした。カメラはこのシート光面に対して上下から挟み込む形で前方散乱が利用できるようにセットしている。また、2 台のカメラは設置の制約から、両者で撮影距離に大きな差異があり、およその画角を揃えるために、互いに異なる焦点距離のレンズを使用した。また、それぞれのレンズで開放絞りの f 値が異なるため 2 台のカメラで PIV 画像の明るさに大きな差が生じないように、レンズに ND フィルタを取り付けることで調整した。

図 3 に PIV の原画像と瞬時 2 次元ベクトルマップを示す。ジェットのコア領域では、エンジン内を通過したシードの燃焼によって、シードが薄くなっていることが分かる。しかしながら、これらの領域においても、エラーベクトルの割合が多少は増えるものの、一定割合のベクトルが求められており、エンジン排気干渉流れ場における PIV 計測の可能性が示された。図 4 に平均速度分布を示す。平均には 100 フレームの瞬時のベクトルマップを用いている。なお、図中ではシート面内速度 2 成分が矢印で面外(シート面垂直)方向速度がカラーの等高線で示されている。排気中心部での流速が最も高く、外部流との間に混合層が発達していることが分かるとともに、エンジン回転に伴う旋回流の存在がシート面垂直の速度成分(v)の計測結果(図の濃淡)において明確に示されている。図 5 に主流方向の断面速度分布を示す。下流に向かうに従い、混合層の発達に伴ないコア排気速度が減少していることが分かる。また、 $z=100\text{mm}$ 付近に主翼後流による速度欠損領域の存在が確認される。これらの結果から、少なくとも定性的には非常に複雑な実用的流れ場の計測における PIV の有効性が確認できたものと考えている。

3.3 [計測例 2] ヘリコプタ・ロータの渦干渉流

次に、LWT1 において実施した多目的高速回転翼試験装置を用いたヘリコプタ・ロータブレードとの

翼端渦干渉流れの速度場計測例を紹介する⁶。本試験は、ヘリコプタ着陸時の降下飛行において大きな問題となる BVI(Blade Vortex Interaction)騒音の原因となる翼端渦とブレードの干渉流れの詳細速度場を計測することを目的として実施した。プローブ等を用いた計測手法では、回転するブレード付近の流れを計測することは非常に困難であるが、PIV は、プローブを用いた計測手法とは異なり、非接触の計測手法であるため、これらの計測には非常に有効である。またさらに、瞬時の空間速度場情報が得られるため、渦位置変動の影響を排除した平均速度場情報を得ることができるという利点もある。

ヘリコプタ・ロータには、ヒンジ付きの4枚ブレードを取り付けて試験を行った。模型の外観写真を図6に示す。供試体ブレードは回転半径1m、翼弦長65mm、8°の線形ねじり下げ角を有する矩形ブレードで、翼断面はNACA0012翼型である。4枚の供試体ブレードのうち、圧力センサが埋め込まれていない2枚のブレードには、ブレード表面でのレーザ散乱を抑制するために蛍光塗料(レッド)が塗布されている。これは、蛍光塗料によってブレード表面に照射されたレーザ光を蛍光波長にシフトさせ、カメラレンズに取り付けられた532nmのバンドパスフィルタを通すことで、レーザ波長のみを観察し、ブレード表面からの不要な散乱光を取り除くことにより、ブレード表面近傍の速度場計測を可能とすることを目的としたものである。本計測で用いる座標系は、ロータ中心を原点とし、風洞一樣流方向に x 、後方から見て右方向に y 、鉛直上方に z と定義した。また、各軸方向の流速成分をそれぞれ、 u 、 v 、 w とする。

本試験におけるステレオ PIV 計測時のレーザ及びカメラのセッティングは図7の通りである。上流側のカメラでは、シード粒子の前方散乱を捉えることができるため、輝度の高いシード画像が得られるが、下流側のカメラ配置では、後方散乱となるために、シード画像の輝度が低い。しかしながら、レーザ出力に余裕があるため、下流側のカメラにおいても PIV 計測が可能となる程度のシード画像を得ることが可能であった。シート光については、セッティングに要する時間を軽減するために、 y 方向は固定($y=760\text{mm}$)として、シート光学系(シリンドリカルレンズ、フォーカシングレンズ、ミラーから構成さ

れる)の仰角のみの変更で調整可能とした。実際にシート光を照射したときの様子を図8に示す。また、ロータ回転の同期信号をレーザパルスシンクロナイザに入力し、レーザ及び CCD カメラを同期させ、常に同じロータ方位角における計測を可能とした。

試験は、一様流速 $U=16.8\text{m/s}$ の条件下で実施した。また、ロータの試験条件は、事前に実施された騒音計測より⁷、BVI 騒音レベルが最も高かった回転数1,000rpm、シャフト傾き角4°、前進率0.16、推力係数0.008に設定した。図9に示すように、翼端渦の撮影面を Plane#1~3、ロータ方位角(ψ)を50°、60°と変えて、PIV 画像データを取得した。撮影領域は焦点距離300mmのカメラレンズを使用することにより、縦50mm×横60mm、測定位置での空間分解能(カメラ画像上で32×32pixelに対応)は1.6mm、レーザパルス間隔は6~10 μs 、同一試験条件の取得画像データは900~1500枚である。

ロータ方位角 $\psi=50^\circ$ 、Plane#3におけるシード画像を図10に示す。画像左上には、シート光がブレードに当たって生じた影がある。また、背景にはブレードが写り込んでいるが、シード粒子の輝度はそれ以上に明るく写っているため、ブレードが写り込んでいる領域においても、計測可能であった。また、渦中心付近では、遠心力の影響でシードが中心に入り込まず、シード密度が非常に薄い領域が発生しており、これらの領域では速度ベクトルの算出が困難であった。さらに、渦中心の位置が各フレームで大きく移動している様子が観察された。

図11に Plane#1における平均速度分布を示す。なお、 u については一様流成分($U=16.8\text{m/s}$)を差し引いてある。渦中心付近では、シードが入り込まなかったため、ベクトルが計算できなかった領域が存在する(白く抜けている部分)。今後、渦中心等の渦度の大きい領域へもシードを導入できるような改良(小粒子径シードの使用等)が必要である。ここで示した結果では、平均化処理を行う際に、渦位置変動に伴う渦の平均特性量(周速度、コア径等)の計測誤差を排除するため、各シード画像から渦中心を求め、瞬時速度ベクトルに対して渦中心が一致するように位置合わせを行っている。

水平断面における周方向速度の分布を図12に示す。なお、図9から分かるように、計測断面(シート光面)に対して渦中心軸が斜めに交差しているた

め、周速度のピーク及びコア径の評価には、推定交差角及び速度 u 、 v データを用いた座標変換を行う必要がある(このような補正が可能なのも速度 3 成分のすべての情報が得られるステレオ PIV のメリットである)。また、渦位置を一致させずに単純平均した場合には、コア径が広がり、ピーク速度が低下し正確に渦パラメータの評価ができないという結果が得られている。図 13 に Plane#3、 $\psi=60^\circ$ における u の乱流強度分布を面内平均速度ベクトルとともに示す。なお、 u の乱流強度 σ_u はブレード端速度 $U_t (=104.7\text{m/s})$ で無次元化されており、面内平均速度ベクトルに関して、 u については一様流成分 ($U=16.8\text{m/s}$) を差し引くとともに、 w に対しても吹き降ろし成分 ($=4\text{m/s}$) を差し引いてある。渦中心付近及びブレード後流において、乱れが増大している様子がとらえられていることが分かる。以上の結果より、このような非定常な流れ場における PIV の有効性が示された。

4. 今後の PIV システム整備・改善計画

これまで実施してきた各種流れ場計測への適用の中で明らかになってきた、PIV システムの問題点をまとめ、今後の PIV システム整備及び改善計画について述べる。

現状、計測精度の評価に関しては、7 孔ピトー管との比較等により⁸、平均流速についてはおよそ妥当な結果が得られていることの確認のみに留まっている。今後は、より詳細な精度評価が必要であり、この点については、既に計測精度評価試験を実施し、精度評価に必要なデータを取得しており、今後、解析を進め詳細な精度把握に努める予定である。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用トラバース装置等の調整作業を自動化・簡易化することが非常に重要であると考え、自動ターゲットトラバース装置の整備を進めている。

次に計測上の問題点として、境界層流れのような物体近傍の計測が困難であるという点がある。これは、物体表面にあたったシート光がハレーションを起こすため、物体表面近くで明瞭なシード画像が得られないということに起因する。この問題に対しては模型表面加工・塗装技術の改良を行っていく予定である。また、空間分解能の向上を目指し、高解像

度カメラの導入や PIV アルゴリズムの改良を検討中である。

また、ユーザへの計測サービスの提供を図るためには、さらなるユーザーインターフェースの向上が必要であり、光学系調整装置等の周辺機器の整備を進めるとともに、ユーザーズマニュアルの作成を行う計画である。今後はユーザーの意見を反映しつつ、システムの利便性、計測精度を考慮した改良を進めるとともに、遷音速以上の高速風洞への適用を進めていく予定である。

5. まとめ

風洞技術開発センターでは「実用風洞用可搬型ステレオ PIV システム」の主要構成機器の整備を終了し、各種流れ場計測へ適用していくことで、性能評価、システム改良に必要な経験を蓄積してきた。これまでに、実用的な空間速度場計測として、ジェット排気干渉流、ヘリブレード干渉流のステレオ PIV を実施した。それらの試験で得られた瞬時/平均速度分布、乱流強度分布の計測結果より、流れ構造に関する詳細かつ有用な情報が得られた。以上の成果より、低速風洞におけるステレオ PIV の実用性・有効性が検証された。

最後に、本文で紹介した PIV の適用例に関して、風洞試験全般にご協力頂いた航技研風洞技術開発センター低速風洞グループ各位、マイクロエンジン付き半裁模型試験の実施に際しご協力頂いた、風洞技術開発センター低速風洞グループ中谷輝臣氏、森田義郎氏、馬場滋夫氏、川崎重工業(株)の方々、及び(株)西華産業の方々、ヘリコプタ・ロータ試験の実施に際しご協力頂いた、航技研流体科学研究センター回転翼空力グループの齋藤茂氏、近藤夏樹氏及び三菱重工業(株)名古屋航空宇宙システム製作所の方々、また、データ処理を行うにあたりご支援頂いた(株)IHI エアロスペースエンジニアリングの橋本拓郎氏に心より感謝いたします。

文献

- (1) Adrian, R. J., *Annu. Rev. Fluid Mech.*, pp.261-304 (1991)
- (2) Raffel, M., et al, *Particle Image Velocimetry - A Practical Guide*, Springer (1998)
- (3) Kompenhans, J., *J. Visualization*, Vol.2, pp.229-244 (2000)
- (4) Willert, C., *Meas. Sci. Technol.*, Vol.8, pp.1465-1479

- (1997)
- (5) 渡辺他, 第66回風洞研究会議論文集(JAXA SPとして刊行予定), (2004)
- (6) 加藤他, ヘリコプタ・ロータ翼端渦のステレオPIV計測, 第34回流体力学講演会講演集, pp.237-240 (2002)
- (7) 近藤他, 多目的高速回転翼試験装置を用いたBVI騒音の計測, 第40回飛行機シンポジウム論文集, (2002)
- (8) 渡辺他, 大型低速風洞におけるステレオPIV適用の試み, 第33回流体力学講演会講演集, pp.113-116 (2001)

表1 ステレオPIVシステム主要構成機器

コンポーネント	規格・仕様	数量	備考
レーザー	ダブルパルスNd:YAGレーザー(波長: 532nm) Thales社 SAGA230/10(1J/pulse、10Hz、ビーム径13mm)	1台	
CCDカメラ	TSI社クロスコリレーションPIVCAM13-8 (1280×1024pixel、階調12bit)	2台	2 vector map/s
カメラレンズ	Nikon Ai AF Nikkor 35mm F2D Nikon Ai AF Nikkor 50mm F1.4D Nikon Ai AF DC Nikkor 105mm F2D Nikon Ai AF Nikkor ED 180mm F2.8D(IF) Nikon Ai AF-S Nikkor ED 300mm F4D(IF)	各2台	測定対象サイズに応じて選択 ステレオアセンブリを介してCCDカメラに取り付け
ビームデリバリ光学系	レーザー用ミラー(通常2~4枚使用)	計8枚	
シート光学系	シリンドリカルレンズ(焦点距離: -50、-100、-200mm) 可変焦点距離式(200mm ~ ∞)フォーカシングレンズ	各1式	
シンクロナイザ	TSI社 レーザパルスシンクロナイザ	1台	
制御用PC	DELL社 Intel Xeon(1.7GHz)×2、RAM2GB、HD70GB DVD-RAM(両面9.4GB)	1台	DVD-RAMはバックアップ用
PIVソフトウェア	TSI社 InSight Stereo Ver. 3.34		
キャリブレーションターゲット	TSI社 DPDSターゲット(200mm×200mm、500mm×400mm)	各1枚	両面、高さ2段階
シーディング装置	DLR製 シーディングジェネレータ LSG-500 (シード平均粒径 約1μm)	1台	
シード剤	DOS(セバシン酸ジオクチル)	1缶	

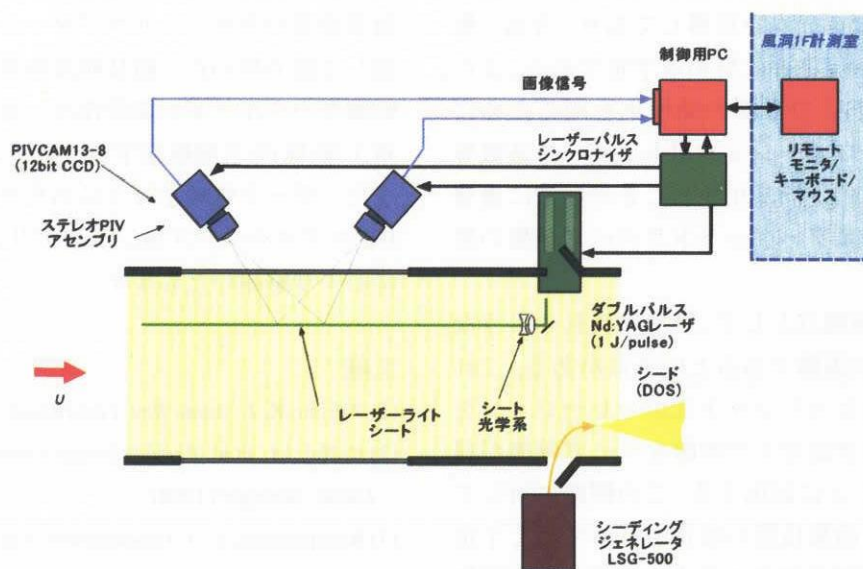


図1 ステレオPIVシステム構成図(ヘリコプタ・ロータの渦干渉流計測時)

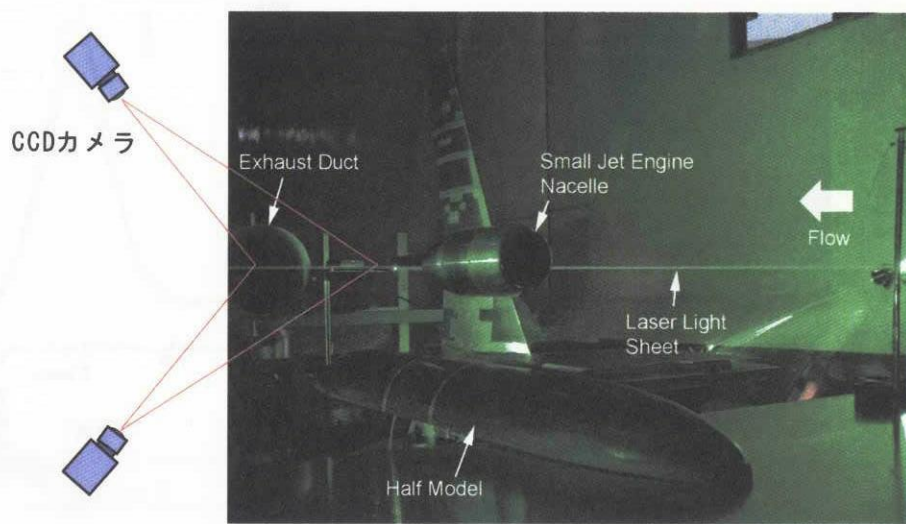


図2 PIVセッティング(レーザ・カメラ配置)

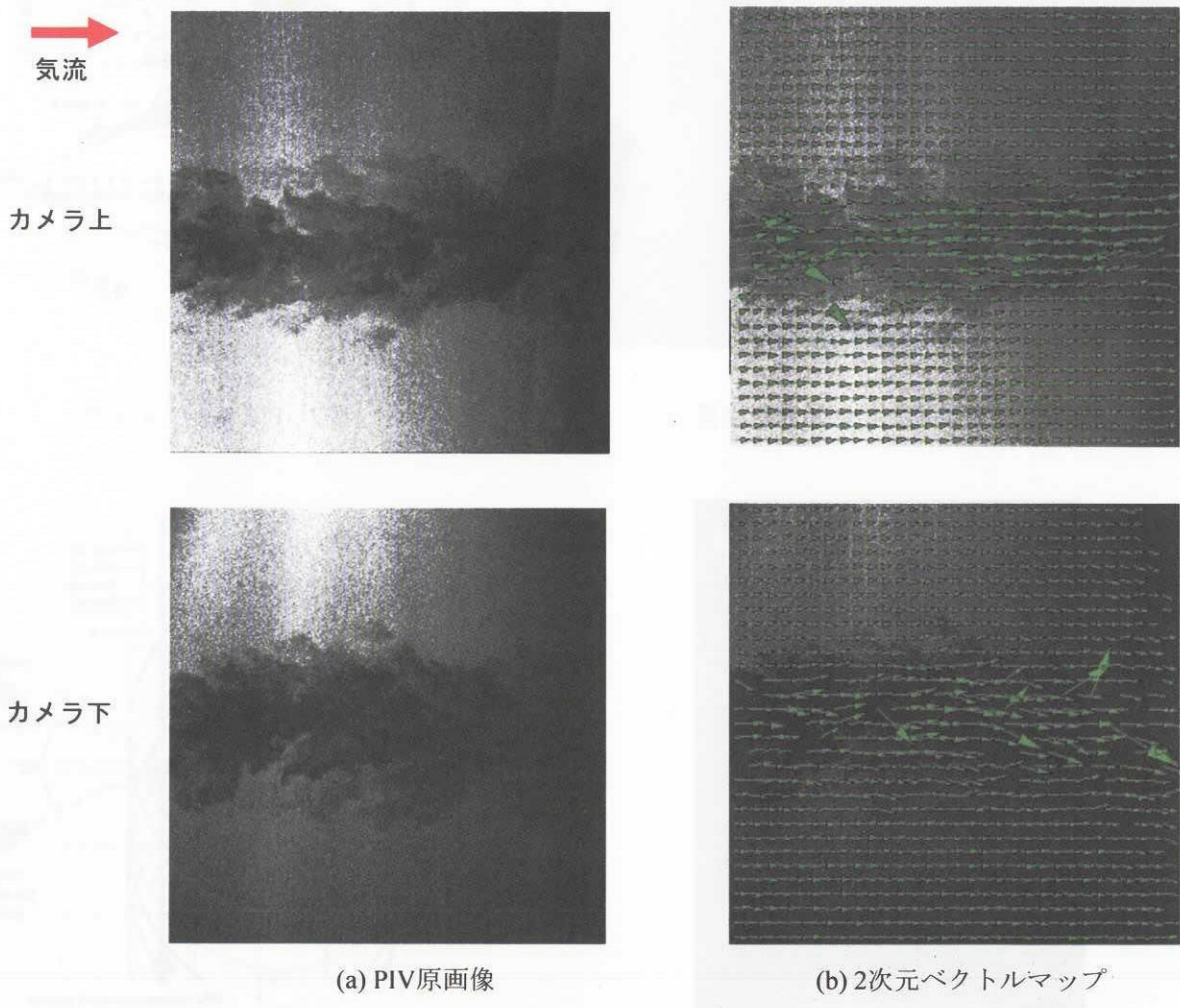


図3 PIV原画像と2次元ベクトルマップ

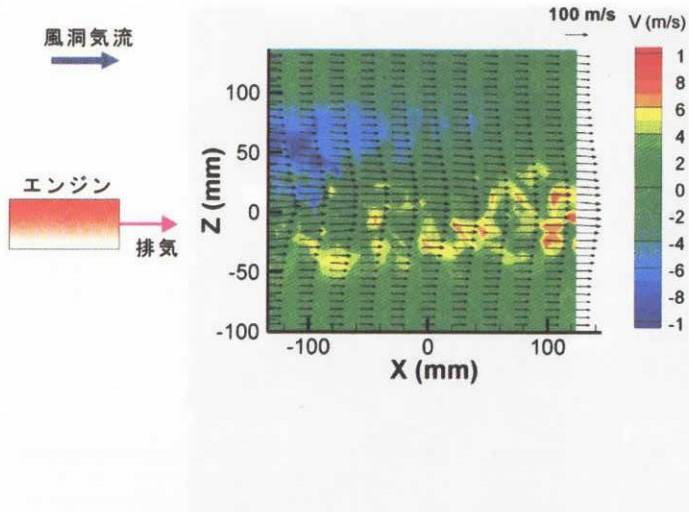


図4 平均速度分布

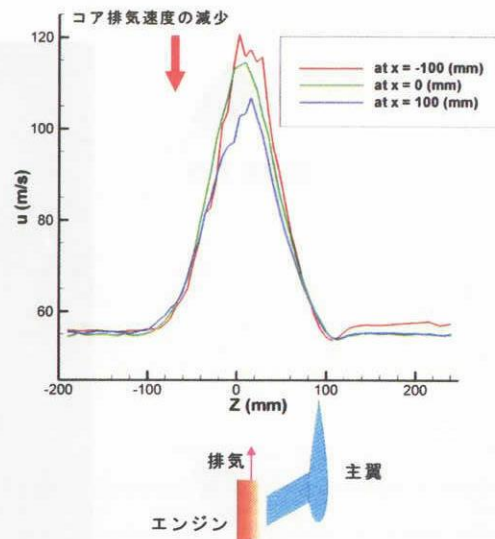


図5 断面速度分布

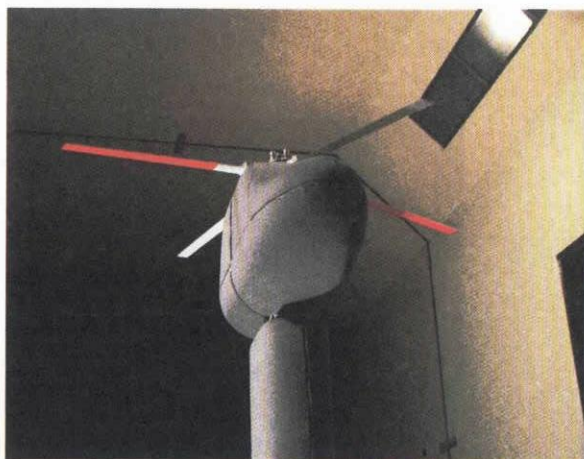


図6 多目的高速回転翼試験装置

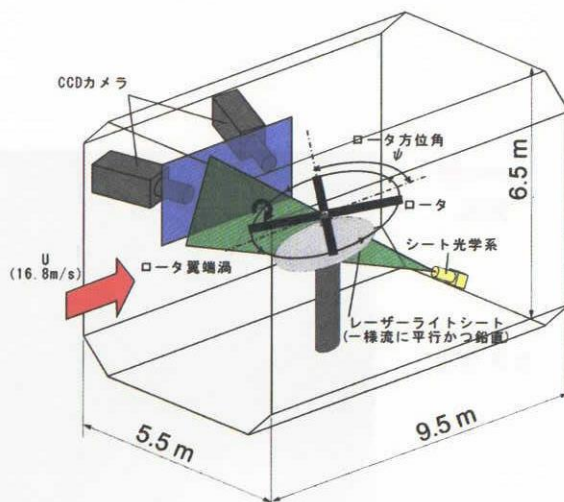


図7 PIVセッティング

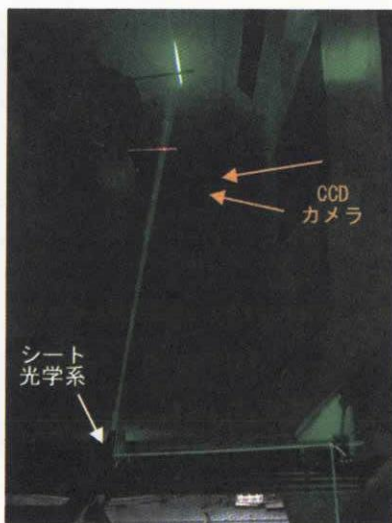


図8 シート光セッティング

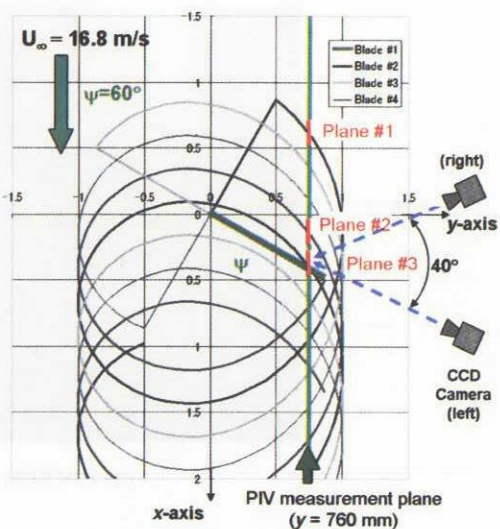


図9 PIV計測位置

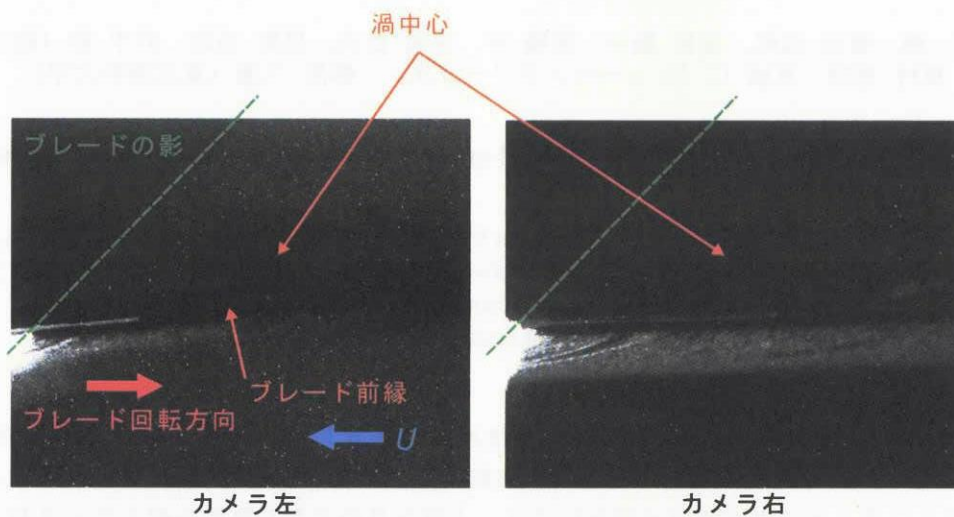


図10 PIV原画像

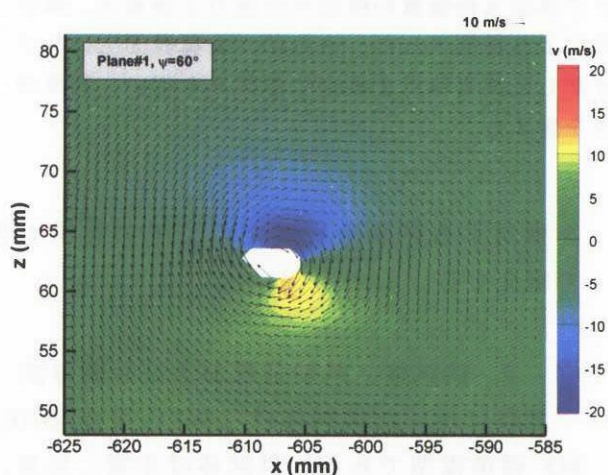


図11 平均速度分布

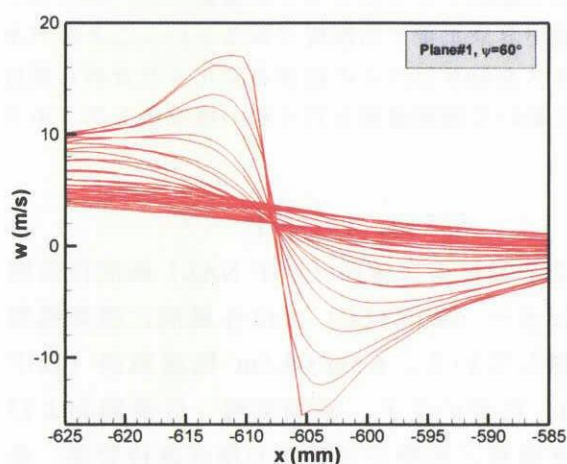


図12 断面平均速度分布

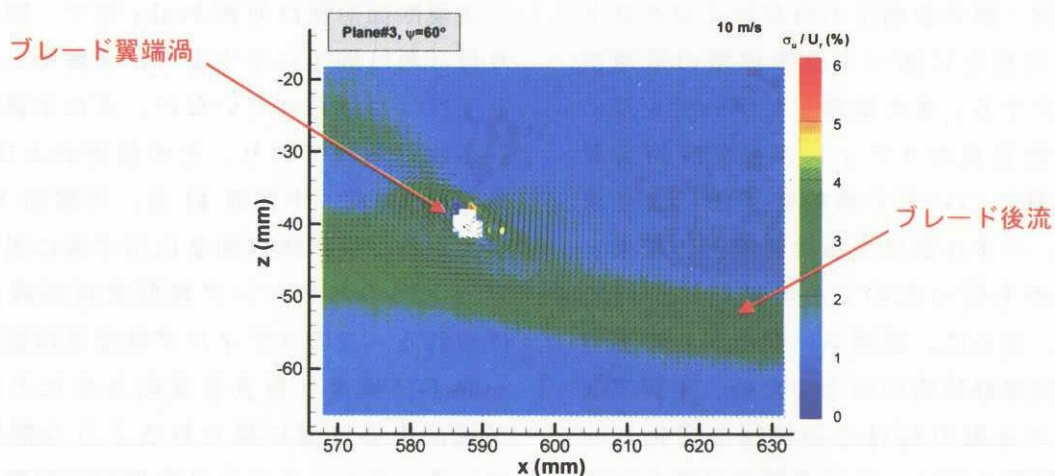


図13 一様流方向速度 u の乱流強度分布