

可搬型 PIV システムの遷音速風洞への適用

○加藤裕之、渡辺重哉、唐沢敏夫、野口正芳(JAXA)
橋本拓郎(ISE)、吉村定修(コスモテック)

Stereoscopic PIV System Applied to JAXA 2m x 2m Transonic Wind Tunnel
Hiroyuki Kato, Shigeya Watanabe, Toshio Karasawa, Masayoshi Noguchi (JAXA),
Takuro Hashimoto (ISE), Sadanori Yoshimura (COSMOTEC)

Abstract

Stereoscopic PIV technique was applied to the JAXA next-generation supersonic transport (SST) jet experimental airplane model. The measurements have been performed in the JAXA 2m x 2m Transonic Wind tunnel. Application of PIV measurement techniques to transonic wind tunnels has particular difficulties associated with complex flows with shock waves. Due to these difficulties, practical experiments of PIV measurements in transonic wind tunnels are limited. In the present study, a fully remote-controlled stereoscopic PIV system is developed for velocity measurement of transonic complex flows, and preliminary results using the system are reported to evaluate the system capabilities. The tests were conducted at a freestream Mach number from 0.4 to 1.4. An example of raw PIV images were captured by the camera around the flow-through nacelle intake. Location and shape of shock waves observed in the PIV results are in good agreement with schlieren results for identical test condition. The velocity field information of the PIV results is valuable in a precise validation of CFD.

概要

これまで主に低速風洞において整備を進めてきた可搬型 PIV システムに対して、遷音速風洞での適用を目的とした改良を加えた遷音速風洞用ステレオ PIV システムの開発を行った。計測システムの開発では、遷音速風洞において実用化を困難としている、プレナム室による制約、シード投入方法ならびにセッティング時間の制約に対して、PIV 機器の遠隔操作システムを構築し、遷音速風洞での PIV 計測を可能とするための改良を行った。開発された計測システムを用い、JAXA 2m×2m 遷音速風洞(TWT1)におけるステレオ PIV 計測の実用化を目的とした予備試験を実施した。予備試験では、遷音速風洞における計測可能性の確認及び技術的問題点の把握に必要なデータを取得した。試験は SST ジェット実験機圧力模型を対象とし、フロースルーナセル周りの流れを中心に計測を行った。PIV 計測結果は、シュリーレン可視化画像ともよく一致し、TWT1 におけるステレオ PIV 計測の妥当性が示された。

1. はじめに

JAXA 総合技術研究本部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¹。開発初期段階では、空間速度場計測のニーズが高い低速風洞を主対象とし、JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞(LWT1)及び JAXA 2m×2m 低速風洞(LWT2)における PIV 計測を実施した。現在、適用風洞の拡大を目指し、さらに高速流へと対象を広げるため、JAXA 2m×2m 遷音速風洞(TWT1)を対象としたステレオ PIV システムの開発を行い、SST ジェット実験機模型を使用した予備試験を実施した。本報では、遷音速風洞用ステレオ PIV システムの概要を紹介するとともに、予備試験の結果について報告する。

機体の空力設計において不可欠な空力特性は、飛行性能及び安定性・操縦性を左右する 6 分力、及び構造設計における空力荷重分布推定のために必要な機体表面圧力分布の 2 つであり、従来の風洞試験では、それぞれ天秤と圧力センサーを用いて計測されてきた。しかし、近年の機体性能の向上及び空力設計の高度化に伴い、機体周りの詳細な流れ状態に関する情報の重要性が相対的に増してきており、その一つとして、正確かつ簡便に機体周りの速度場計測を可能とする計測手法が必要とされている。

これらの要求に対応するため、WINTEC では瞬時の空間速度分布が計測可能な、PIV システムの整備を進めてきた。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レーザーシート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

移動量をカメラで計測するというもので、速度の定義そのものを利用した計測手法である²。PIV計測技術は実験室レベルの低速流体計測においては既にほぼ確立された計測手法であり、市販の計測システムも多数存在するが、大型実用風洞への適用例は世界的レベルの海外風洞を見てもまだ少なく、風洞のサイズや特殊性を考慮したシステムの開発が課題となっている³。

WINTECでは、PIVシステムの整備に当たり、速度3成分の計測が可能であるという点のみならず、大型実用風洞では大きな制約となる光学機器の設置に関して、機器配置の柔軟性が高いという点に対しても利点を有するステレオPIVシステムを採用し、これまでに、低速風洞における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きた⁴。現在、さらに適用風洞を拡大するため、遷音速風洞への適用を目指したシステム開発を進めている。

これまで、国内外の遷音速風洞におけるPIV計測の実施例は極めて少なく、特に遷音速の実用風洞におけるステレオPIV計測の実施例として過去に報告されたものは、DLR⁵とNASA⁶で実施された2例のみである。低速風洞と比較して、遷音速風洞におけるPIV計測を困難としている理由としては、プレナム室による測定部へのアクセスの制限、シーディング方法、及びセッティング時間の制約といった項目が挙げられる。これらの課題に対して、これまで低速風洞用に整備を進めてきたPIVシステムを改良し、遷音速風洞への適用を可能とする計測システムの開発を行った。さらにTWT1における実用化を目指した予備試験として、遷音速風洞用に開発された計測システムを用いてSSTジェット実験機圧力模型を対象としたフロースルーナセル周りの流れの空間速度場計測を実施した。PIV計測結果はシュリーレン可視化画像とよく一致しており、本計測システムの妥当性が確認された。

2. ステレオPIVシステム

図1に遷音速風洞用に改良されたステレオPIVシステムの構成図を示す。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。

先に述べたように、遷音速風洞におけるPIV計測を困難としている大きな理由としては、プレナム室により測定部が外部と隔離されているということが挙げられる。PIV計測では、通風中に、カメラフォーカスやシート光学系の調整が必要となる場合があるが、測定部が圧力隔壁により外部と遮断されている場合、通風中にPIV機器(カメラ、レーザ等)を直接操作することが不可能となるため、再度、通風を止めて、再調整する必要が生じる。しかしながら、実用風洞では通風期間の制約が大きく、さらに、遷音速風洞の場合は、低速風洞と比較して、風洞運転と停止の繰り返しには多くの時間を要するため効率が悪く、正味の計測時間の確保に大きな制約となる。そこで、本計測システムでは、通風中のPIV機器への遠隔操作を可能とするため、無線LANを利用したリモート制御システムを開発した。このシステムは、カメラフォーカスとシャイムフラグの調整及びレーザ制御とシート光厚さの調整に対して、従来から整備を進めている、RS-232Cインタフェースを介したPCによるソフトウェア制御(LabVIEW)システムを使い、RS-232Cと無線LANのコンバータを利用して、ソフトウェアの変更なしで、遠隔操作を可能とするものである。既にTWT1では、プレナム室内に無線LANアクセスポイントが設置されており、このアクセスポイントを利用することで、準備に時間を要するプレナム室内外間の追加配線することなく、遠隔操作が可能となる。さらに、通風中はプレナム室内の気圧低下及び温度上昇により、PIV機器の冷却が不十分となる恐れがあるため、各機器(カメラ、レーザ、コントローラ等)には圧縮空気による強制冷却を実施した。

遷音速風洞において、さらに考慮すべき項目としては、流路へのシードの投入方法が挙げられる。これまで低速風洞では、測定部下流に位置する風洞拡散胴から、ホースを用いてシードを投入し、風路全域におけるシーディング(グローバルシーディング)を実現していた。しかしながら、遷音速風洞では、測定部における抽気による影響や冷却器等の風路内でのトラップによるシードの減少が大きく、状況によっては、シーディングレークによる局所シーディングが必要となることが想定される。TWT1では、過去に2-D PIVによる予備試験を実施した経験があり⁷、その時は集合胴にシーディングレーク(図3、

4)を設置して、局所シーディングを行った。本報で紹介する SST ジェット実験機による計測例においては、このシーディングレックを用いた局所シーディング(図 1)とグローバルシーディング(図 2)との 2 通りのシード投入方法を試みた。投入するシードは低速風洞と同じく、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、若干の揮発性を有するため、ある程度時間が経過すると自然に蒸発し、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⁸。

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⁸。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: 200mJ/pulse 、波長: $532\ \text{nm}$)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、シート光生成のためのシリンドリカルレンズ、シート光厚さを薄くするためのフォーカ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。また、先に述べたように、シート光厚さの調整は通風中も遠隔操作可能となっている。実用風洞では、計測準備時間の短縮は重要な課題の

一つとなるが、レーザ及びカメラの設置には、BOCSH 製プロファイルを利用した(図 5、6)。このプロファイルの利用により、測定部への取り付けは簡便かつ自由度の高い設置が可能となった。

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。予備試験では、幅 200mm ×高さ 200mm (ドット間隔 10mm)のターゲットを使用した。

図 1 のシステム構成図で示されるように、PIV システム全体の制御は計測用 PC によって集中的にコントロールが可能となっている。計測用 PC は計測室に設置し、BNC ケーブルにより、カメラ及びレーザへの同期信号を供給している。カメラ画角調整等の計測準備作業時は、測定部周辺でモニタ及び操作が可能となるように、DVI 接続によるモニタ延長ケーブル及び USB エクステンダによるキーボード遠隔操作により、計測用 PC の操作が可能となっている。計測用 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(速度ベクトル処理(FFT 関連計算による 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、関連計算時の検査領域(interrogation spot)サイズは通常 $32\times 32\text{pixel}$ であり、近接するベクトルの計算間隔は検査領域幅の 50%である。第 2 次(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。

3. SST ジェット実験機模型の PIV 計測

TWT1におけるステレオPIV計測の実用化を目指した予備試験として、SST ジェット実験機のインテーク周りの空間速度場計測を実施した。本試験は、これまで主に低速風洞において整備を進めてきた可搬型PIVシステムに対して、TWT1での適用を図るための改良を加えた計測システムを用いて、遷音速風洞における計測可能性の確認及び技術的問題点の把握に必要なデータを取得することを目的としている。

使用した模型は、SST ジェット実験機圧力模型(図7)であり、ノーズを除く模型全体には、レーザ散乱防止の目的で、黒色艶あり塗装を施した。また、シート光は測定部上部から照射するため、インテーク及びナセル出口の計測は、模型を180度ロールさせた状態で実施した。本計測では、光学アクセスの容易さ及び内壁に可視化性に優れたつや消し黒色塗装が施されているとの理由から、第3(多溝壁)カートを使用した。カメラは図5のように、カート側壁にある2つのシュリーレン窓を利用し、共通の測定領域が撮影できるように設置した。また、中央のシュリーレン窓を利用して、PIV計測と並行してシュリーレン可視化が実施できるようになっている。レーザについては、図6で示されるように、シート光学系を含めて1枚のプレートに固定して設置し、シート光の移動が容易な構造となっている。

ステレオPIVの計測断面は図9に示す通りである。気流平行断面(x-z断面)の計測と気流垂直断面(y-z断面)の計測を行った。気流平行断面における計測では、カメラ及びシート光を気流に対して、平行にトラバースすることで、インテーク周り及びナセル出口の2断面の計測を実施した。1断面の計測領域は幅110mm、高さ80mmである。

前述の通り、シードの投入方法は、局所シーディングとグローバルシーディングの2通りを試みたが、グローバルシーディングの場合、マッハ数0.8を超えると、急速にシード密度が低下し、PIV計測が不可能となった。従って、本報で報告する結果は全て、シーディングレックを用いた局所シーディングにより計測を実施したものである。図8に気流平行断面で計測したときの上方側のカメラのPIVシード粒子画像を示す。模型表面におけるハレーションによりゴーストの発生が見られるものの、シード粒子は明瞭に撮影されており、ハレーション部分を

除き概ねPIV計測には支障がない画像が得られている。

図10にマッハ数 $M=1.1$ 、迎角 $\alpha=0^\circ$ におけるインテーク周りのPIV計測結果を示す。以降示すPIV計測結果は全て1,000枚の瞬時ベクトルマップを平均化処理して得られた平均速度分布である。図中の矢印はシート面内での速度2成分、カラーの等値線で3次元速度ベクトルの大きさを表わす。速度ベクトルの向きの変化及び、大きさの急激な変化より、衝撃波の様子が計測結果より示されている。図中右下に示した写真は、同じ条件下で撮影されたシュリーレン可視化写真である。PIV計測結果より示される衝撃波の位置は、可視化結果とよく一致しており、TWT1におけるステレオPIV計測の妥当性を示すことができた。図11にマッハ数 $M=1.4$ 、迎角 $\alpha=0^\circ$ におけるインテーク周りのPIV計測結果を示す。 $M=1.1$ の結果と同様に、速度ベクトルの向きの変化及び、大きさの急激な変化より、衝撃波の様子が捉えられていることがわかる。また、同じくシュリーレン可視化画像における衝撃波の可視化結果とも良好に一致している。

図12に図10と同一の通風条件におけるナセル出口周辺の計測結果を示す。ナセル出口の結果からは、ナセル後流で大きな剥離領域が広がっている様子が示されている。また、ナセルの上下で剥離の広がりには非対称性があることが分かる。図13に図11と同一の通風条件におけるナセル出口周辺の計測結果を示す。 $M=1.4$ の結果では、シード粒子画像の背景に模型が映りこんでいる影響によって、速度ベクトルの算出ができなかった領域が広がっており、ナセル後流での剥離領域の様子は判然としない。しかしながら、ノズル出口中心付近では衝撃波の干渉と推測される急激な速度の変化が見られることが分かる。

図14に図10と同一の通風条件におけるインテーク周りの気流垂直断面の計測結果を示す。図10及びシュリーレン可視化では捉えることのできない、インテーク周りの断面の速度分布が計測されており、ステレオPIVの有効性を示すことができた。また、図15に図11と同一の通風条件における計測結果を示す。 $M=1.1$ の場合と比較して、ダイバータに対して、より近い位置に衝撃波が発生している様子が示されている。

図 16 に図 14、15 と同一の PIV セットアップで模型をはずした状態の一様流を計測した結果を示す。計測断面内には最大で 3% 程度の分布が存在しており、これは本計測システムに起因する計測誤差と考えられ、主に偏り誤差に相当するものと推測される。また、PIV 計測パラメータとして重要なダブルパルスの発光間隔 Δt を変えた場合の一様流の計測結果の再現性を図 17 に示す。PIV 計測パラメータを変えた場合でも、再現性の違いは 1% 以下に抑えられており、遷音速風洞における PIV 計測の妥当性が確認できたものと考えられる。

4. 今後の PIV システム整備・改善計画

今回実施した SST ジェット実験機圧力模型のナセル周りの流れ場計測への適用で明らかとなった遷音速風洞用 PIV システムの問題点をまとめ、今後の遷音速風洞用 PIV システム整備及び改善計画について述べる。今回の計測ではセットアップ等の容易さから第 3(多溝壁)カートを使用した試験を実施したが、今後は他のカート(第 1(多孔壁)、第 2(半模型用)カート)における適用も視野に入れた開発を進めていく必要があり、技術確認試験として第 1 カートを使用した風洞試験を実施する予定である。また、現状では PIV シーディング用レーク設置が基本となるが、設置及び撤収にかなりの時間を要するため、さらに設置方法の検討が必要であると考えられる。また、現在、導入を進めている 2k×2k カメラを使用した高解像度 PIV システムを使用した計測も行う予定で準備を進めている。さらに、シードによる汚染を最小限とするため、画像取得時のみシーディングを行えるように、シーディングの遠隔操作システムを整備する予定である。

5. まとめ

これまで主に低速風洞において整備を進めてきた可搬型 PIV システムに対して、JAXA 2m×2m 遷音速風洞での適用を図るための改良を加えた計測システムの開発を行った。このシステムを用い、JAXA 2m×2m 遷音速風洞におけるステレオ PIV 計測の実用化を目的とした予備試験を実施した。計測は、SST ジェット実験機圧力模型を対象とし、フロールーナセル周りの流れを中心に計測を行った。PIV 計測結果は、シュリーレン可視化画像とよく一致し、

TWT1 におけるステレオ PIV 計測の妥当性が示された。

最後に、本文で報告した TWT1 におけるステレオ PIV 計測に関して、風洞試験全般にご協力頂いた JAXA 総合技術研究本部風洞技術開発センター遷音速風洞グループ各位、SST ジェット実験機模型試験の実施にご協力頂いた、JAXA 航空プログラム超音速機チームの牧野好和氏に心より感謝いたします。

文献

- (1) 渡辺他, 「標準模型と実用風洞用 PIV システムについて」, 第 66 回風洞研究会議論文集, JAXA-SP-03-003, pp.1-9 (2004)
- (2) Adrian, R. J., "Particle-imaging Techniques for Experimental Fluid Mechanics", *Annu. Rev. Fluid Mech.*, Vol.23, pp.261-304 (1991)
- (3) 加藤, 渡辺, 「粒子画像流速測定法 (PIV) の大型風洞への適用」, *ながれ*, Vol. 22, No.4, pp. 289-298, (2003)
- (4) 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)
- (5) B. Sammler, et al, "Vortex Investigations Over a Rolling Delta Wing Model in Transonic Flow by Stereo PIV Measurements", *ICIASF 2003 Record*, pp. 268-277, (2003)
- (6) S. Beresh, et al, "Stereoscopic PIV for Jet/Fin Interaction Measurements on a Full-Scale Flight Vehicle Configuration", *AIAA-2005-442*, (2005)
- (7) 小池他, 「2m 遷音速風洞における PIV 試験」, 第 64 回風洞研究会議論文集, NAL SP-51, pp.63-69, (2001)
- (8) Raffel, M., et al, *Particle Image Velocimetry - A Practical Guide*, Springer, (1998)

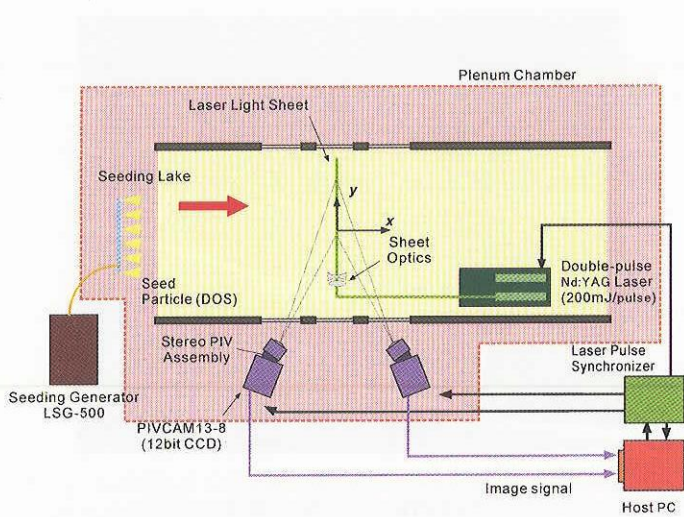


図 1 ステレオ PIV システム構成図
(局所シーディング)

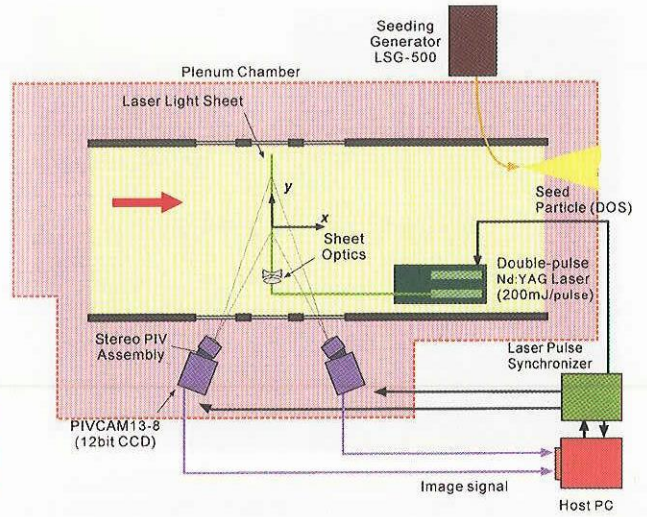


図 2 ステレオ PIV システム構成図
(グローバルシーディング)

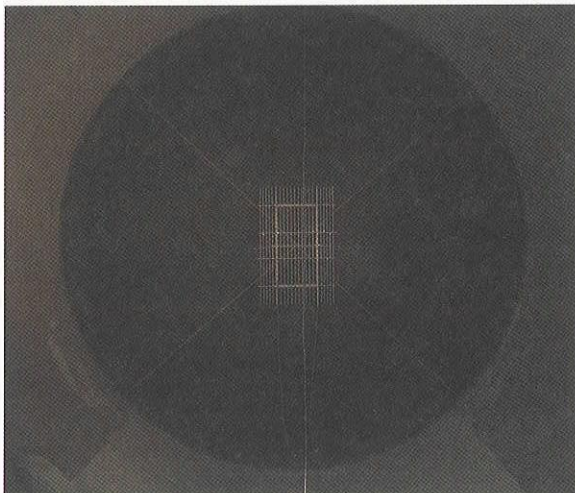


図 3 シーディング用レーク(TWT1 集合胴)

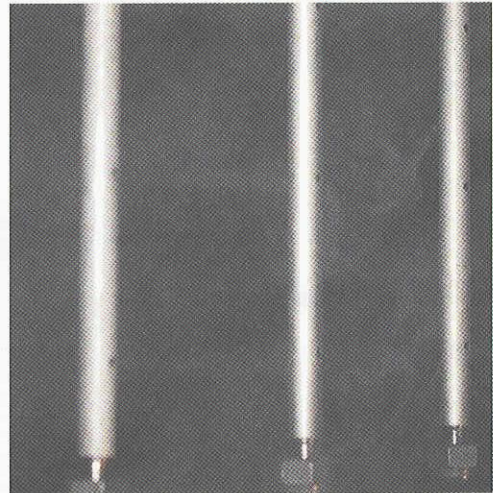


図 4 シーディング用レーク拡大写真

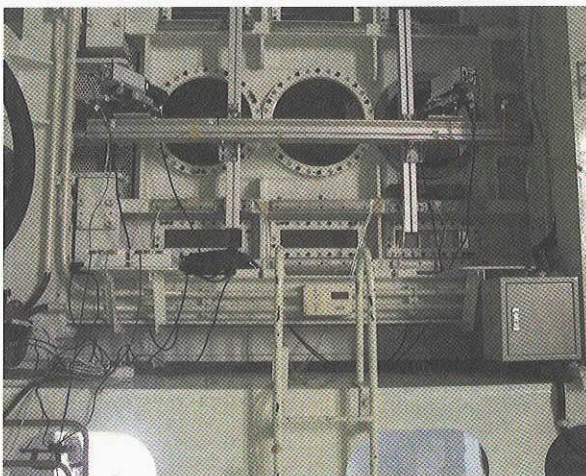


図 5 PIV 用カメラ設置状況

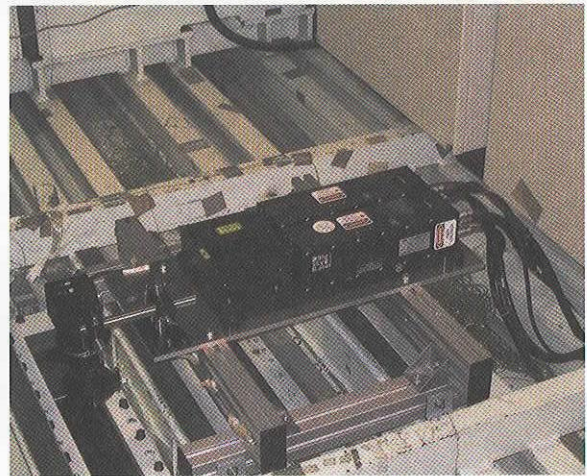


図 6 PIV 用ダブルパルス Nd:YAG レーザ設置状況



図7 SST ジェット実験機圧力模型

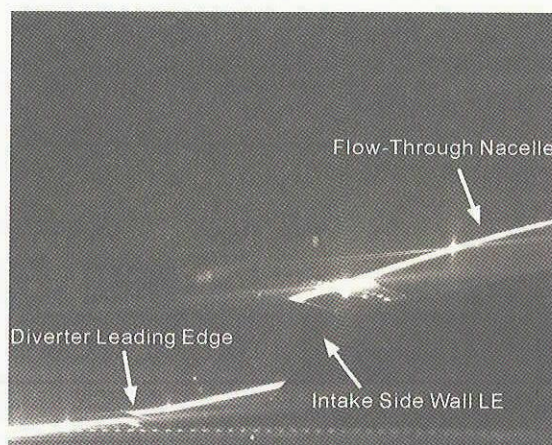


図8 PIV シート粒子画像

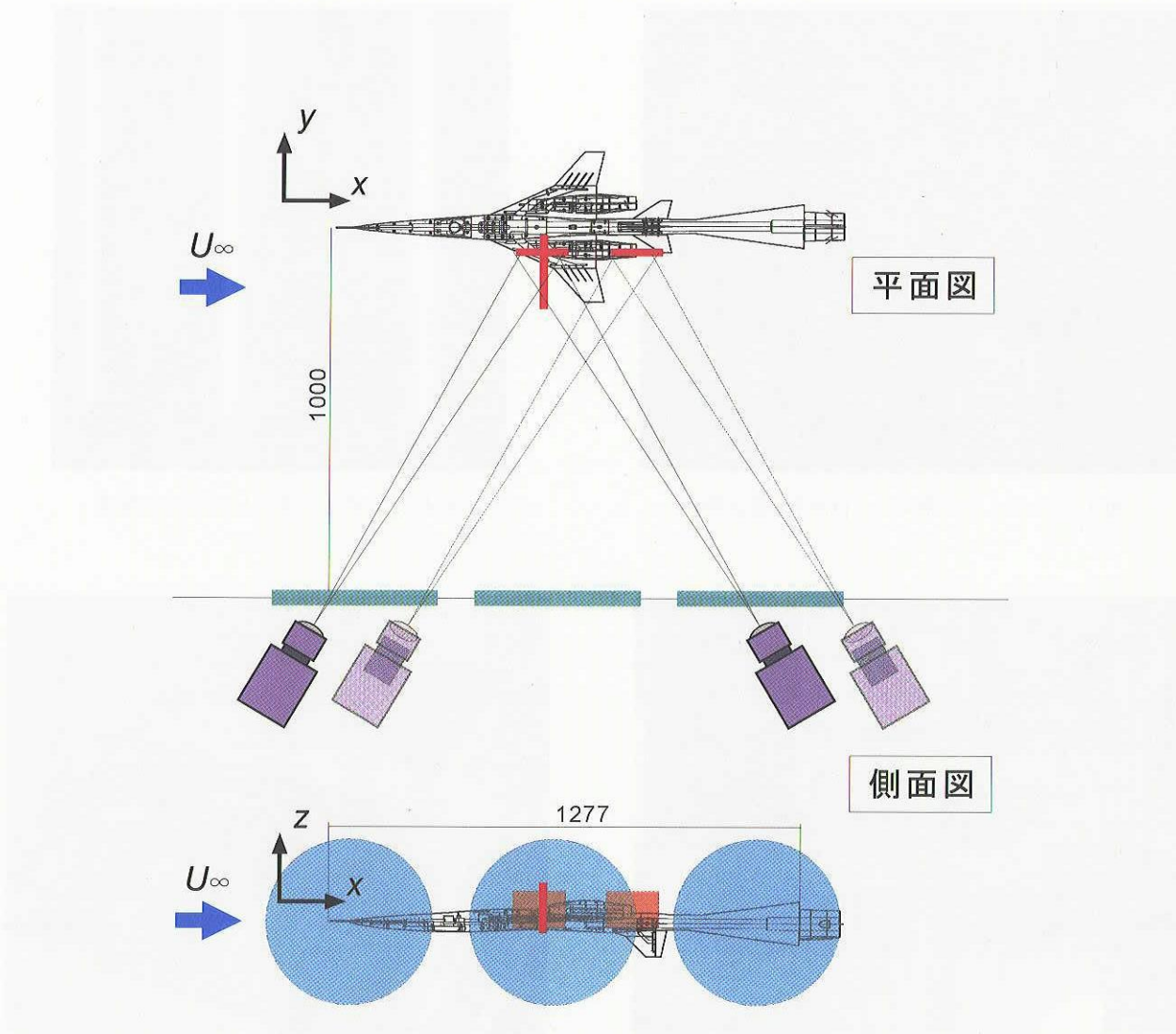


図9 ステレオ PIV 計測断面

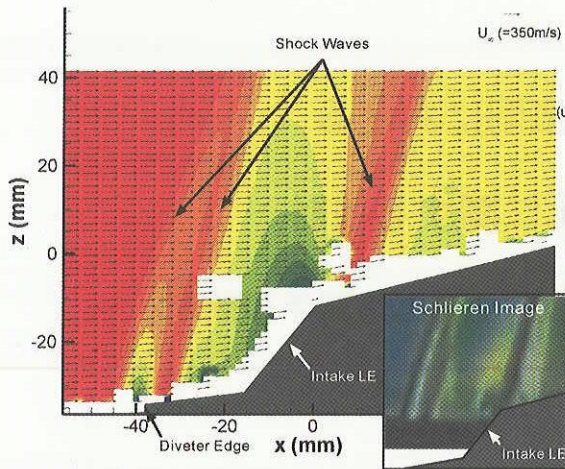


図 10 PIV 結果(インテーク周り、Mach: 1.1)

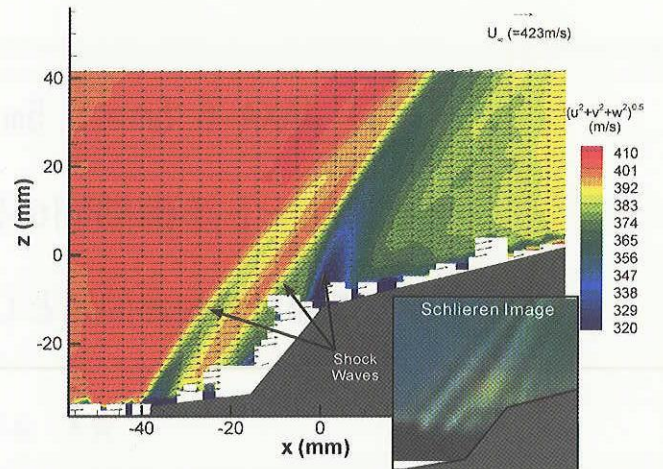


図 11 PIV 結果(インテーク周り、Mach: 1.4)

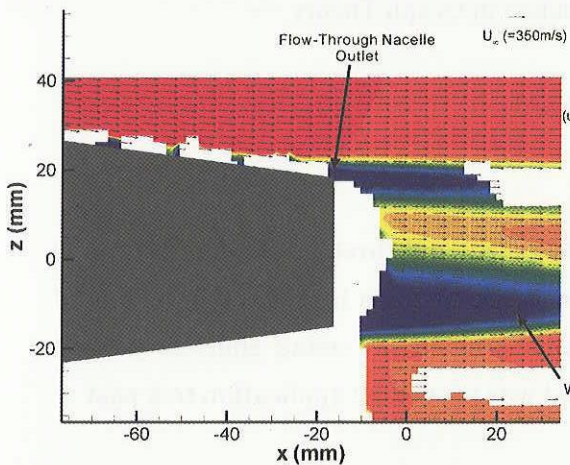


図 12 PIV 結果(ナセル出口、Mach: 1.1)

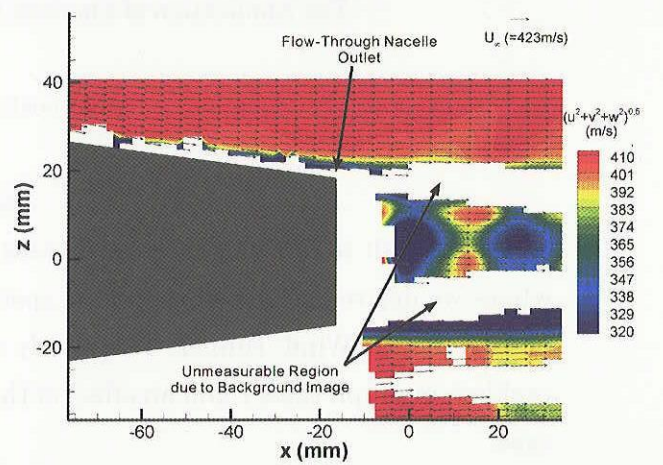


図 13 PIV 結果(ナセル出口、Mach: 1.4)

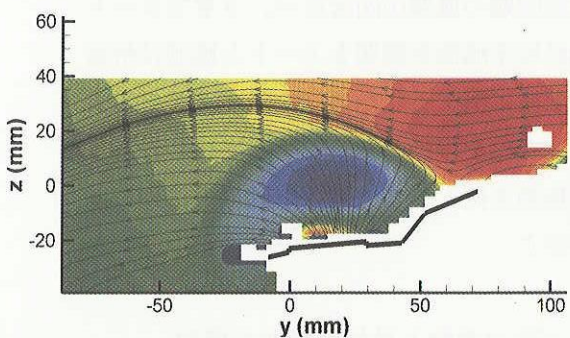


図 14 PIV 結果(インテーク周り、Mach: 1.1)

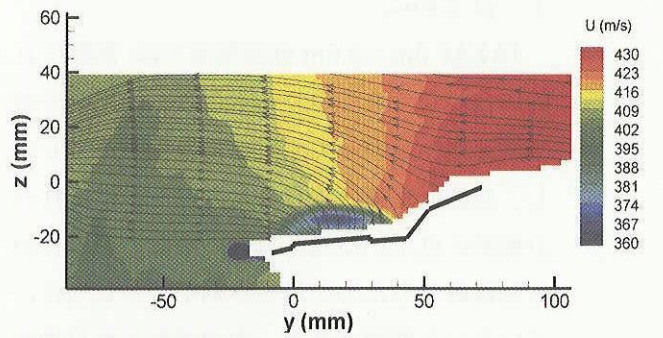


図 15 PIV 結果(インテーク周り、Mach: 1.4)

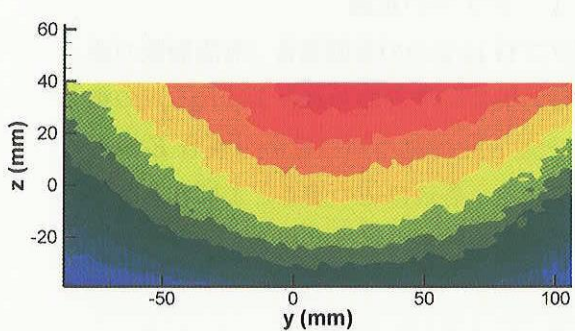


図 16 一様流計測結果

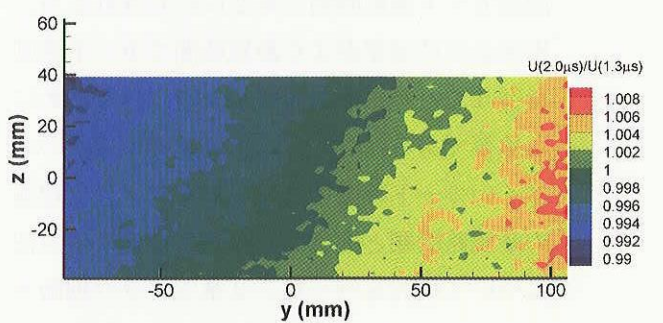


図 17 異なる Δt における再現性