

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

再使用ロケット逆噴射ジェットのPIV計測

加藤裕之, 渡辺重哉, 橋本拓郎, 野中 聡, 小川博之, 稲谷芳文

2005 年 3 月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

再使用ロケット逆噴射ジェットのPIV計測

PIV Measurement of Opposing Jet Flow on Vertical Landing Rocket

加藤裕之*¹ 渡辺重哉*² 橋本拓郎*³
野中 聡*⁴ 小川博之*⁴ 稲谷芳文*⁴
Hiroyuki Kato *¹, Shigeya Watanabe *², Takuro Hashimoto *³,
Satoshi Nonaka *⁴, Hiroyuki Ogawa *⁴, Yoshifumi Inatani *⁴

* 1 総合技術研究本部 風洞技術開発センター
Wind Tunnel Technology Center,
Institute of Aerospace Technology

* 2 総合技術研究本部 事業推進本部
Program Management and Integration Department,
Institute of Aerospace Technology

* 3 株式会社 IHI エアロスペースエンジニアリング
IHI Aerospace Engineering Co., Ltd

* 4 宇宙科学研究本部
Institute of Space and Astronautical Science

2005年3月

March 2005

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

再使用ロケット逆噴射ジェットのPIV計測*

加藤裕之^{*1} 渡辺重哉^{*2} 橋本拓郎^{*3}

野中 聡^{*4} 小川博之^{*4} 稲谷芳文^{*4}

PIV Measurement of Opposing Jet Flow on Vertical Landing Rocket*

Hiroyuki Kato^{*1}, Shigeeya Watanabe^{*2}, Takuro Hashimoto^{*3},
Satoshi Nonaka^{*4}, Hiroyuki Ogawa^{*4}, Yoshifumi Inatani^{*4}

Abstract

For a vertical-landing rocket, one of the most important issues is the reliability of vertical soft landing using the opposing jet of the rocket engine. The interaction between engine plumes and the free stream becomes important in the design of an attitude control system in the powered deceleration phase of landing. Since this interacting region has highly nonlinear characteristics, extremely unsteady motion is observed. Measurements for this study were performed in the JAXA 2 x 2 m low-speed wind tunnel using PIV (particle image velocimetry), which improves our imagery and understanding of the complicated flow behavior. From the PIV measurements we obtained two component velocity fields of the opposing jet flow in a vertical model rocket landing, and derived the shape of the opposing jet, stagnation point, and intensity of turbulence. It was also found that the aspect of flow separation in the wake region was changed by the opposing jet.

Key Words : Flow measurements, Particle Image Velocimetry, Opposing Jet, Unsteady Flow, Vertical Landing Rocket

概 要

垂直離着陸型ロケットが降下時にエンジンを再着火して減速・軟着陸する場合、一様流とエンジンの逆噴射流との干渉が、空力特性に大きな影響を与える。これまでに行われた風洞試験による力計測では、計測された機体抗力係数 C_d は、逆噴射時、推力の増加に伴い抗力は増加するものの、ある推力範囲においては、ジェット噴射なし（推力0%）よりも、抵抗値が小さくなる場合があり、条件によっては、逆噴射によって降下速度が増す可能性があることが指摘されている。これらの現象については、逆噴射ジェットと一様流との干渉によって生じる流れ場が、推力の違いによって大きく変化することが予想されるが、その詳細については、未だ明らかとはなっていない。逆噴射ジェットの空間速度場計測に対して、PIV (Particle Image Velocimetry) を用いることで、従来のプローブを用いた点計測とは異なり、瞬時の空間速度場情報を得ることが可能なため、非定常性が強い速度場における高い有効性が期待される。そこで本研究では、この干渉流の空力特性に影響を与えるメカニズムを解明する目的で、PIVシステムによる空間速度分布の計測を試みた。その結果、逆噴射ジェットの形状やよどみ点位置に関する情報を得るとともに、平均及び瞬時速度分布並びに乱流強度に関するデータを取得した。これらの計測結果より、逆噴射ジェットと一様流との干渉による強い非定常性が

* 平成17年1月27日受付 (received 27 January, 2005)

*1 総合技術研究本部 風洞技術開発センター

(Wind Tunnel Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

*2 総合技術研究本部 事業推進本部

(Program Management and Integration Department, Institute of Aerospace Technology)

*3 株式会社IHIエアロスペースエンジニアリング (IHI Aerospace Engineering Co., Ltd)

*4 宇宙科学研究本部 (Institute of Space and Astronautical Science)

観測され、さらに、ジェットの有無により、ノズル出口上流部の流れの変化だけでなく、模型後流部での剥離の状態が大きく変化することが明らかとなった。以上の結果より、PIV計測により、逆噴射時の場合、噴射なしの場合より抵抗が小さくなるという現象が生じる原因に関して、流れ場との対応関係が解明された。

1. はじめに

垂直離着陸型ロケットは、離陸時は使い捨て型ロケットと同様に垂直に打ち上げられ、着陸時は地面に向かって逆噴射を行い、減速して地面に軟着陸する。このロケットの利点としては、機体そのものが単純な形状で構成されるため軽量であること、必要となる地上設備が小規模で済むこと、着陸から打ち上げまでの準備時間が短いことなどが挙げられる。

垂直離着陸型ロケットが降下時にエンジンを再着火して減速・軟着陸する場合、一様流とエンジンの逆噴射流との干渉が、空力特性に大きな影響を与える。これまでに行われた風洞試験による力計測¹⁾では、計測された機体抗力係数 C_d は、逆噴射時、推力の増加に伴い抗力は増加するものの、ある推力範囲においては、ジェット噴射なし（推力0%）よりも、抵抗値が小さくなる場合があり、条件によっては、逆噴射によって降下速度が増す可能性があることが指摘されている。

これらの現象については、逆噴射ジェットと一様流との干渉によって生じる流れ場が、推力の違いによって大きく変化することが予想されるが、その詳細については、未だ明らかとはなっていない。また、これらの現象を解明すべく、CFDによる解析²⁾が進められているが、力試験との比較における定性的な傾向の一致は得られているものの、定量的にはまだ課題が残されている。

逆噴射ジェットの速度場計測に対して、PIV (Particle Image Velocimetry)^{3), 4)}を用いることで、従来のプローブを用いた点計測とは異なり、瞬時の空間速度場情報を得ることが可能となるため、非定常性が強い速度場における高い有効性が期待される。そこで本研究では、この干渉流の空力特性に影響を与えるメカニズムを解明する目的で、PIVシステムによる空間速度分布の計測を試みた。本実験の結果より、噴射流と一様流との干渉による渦が認められるとともに、非定常性の強い流れが形成されていることが確認された。さらに、逆噴射ジェットの有無により、流れが大きく変化の様子をとらえることが可能となり、逆噴射ジェットの噴射により抵抗係数の低減が生じることとの対応関係が明らかとなった。本報ではこれらの結果について報告する。

2. 実験装置

2.1 風洞および計測対象

実験は、JAXA 2m×2m低速風洞（LWT2）を使用した。同風洞は最大風速60m/sの大気圧・回流式風洞である。測定部には上部及び側面に観測窓を有する固定壁カートを用いて試験を行った。風洞模型はJAXA宇宙科学研究本部垂直離着陸型ロケット実験機（RVT）の1/12スケール模型を用いた（図1）。模型は底面直径185mm、底面曲率半径167mm、全長252mmのアルミ合金製であり、鈍頭底面部と半頂角19度の円錐部とから構成されている。ノズルは模型底面の機軸中心に設置されており、スロート径2mm、出口径3mmのコニカル型で、出口設計マッハ数は2.4である。また、模型表面はPIV計測時のシート光散乱を抑制するために黒色つや有り塗料で塗装されている。さらに、模型部分と模型支持部とのつなぎ目等段差のある部分については、黒色つや有りの粘着シートを貼ることで、段差によって引き起こされる、シート光の散乱を極力抑える工夫がなされている。

模型は、ノーズ先端に取り付けられた模型支持部を介して模型位置/姿勢制御用のロボットアームに固定した。ロボットアームは模型の位置及び姿勢を任意に制御する機能を持っている。本計測では、このロボットアームの機能を利用して、模型位置を並進移動させることにより、調整に時間を要するPIVセッティングの変更をせずに、同一セッティングで複数位置の計測が可能となっている。

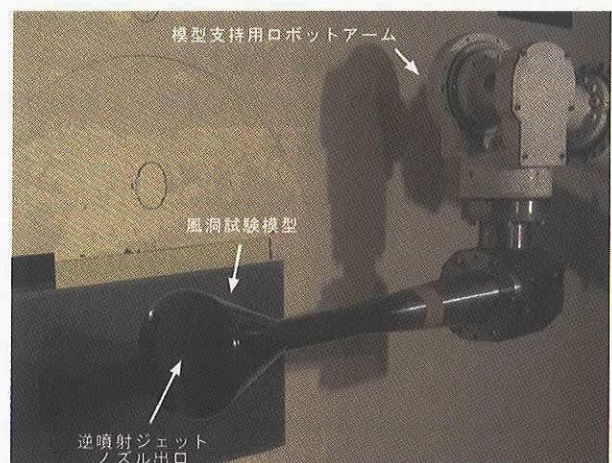


図1 垂直離着陸型ロケット模型

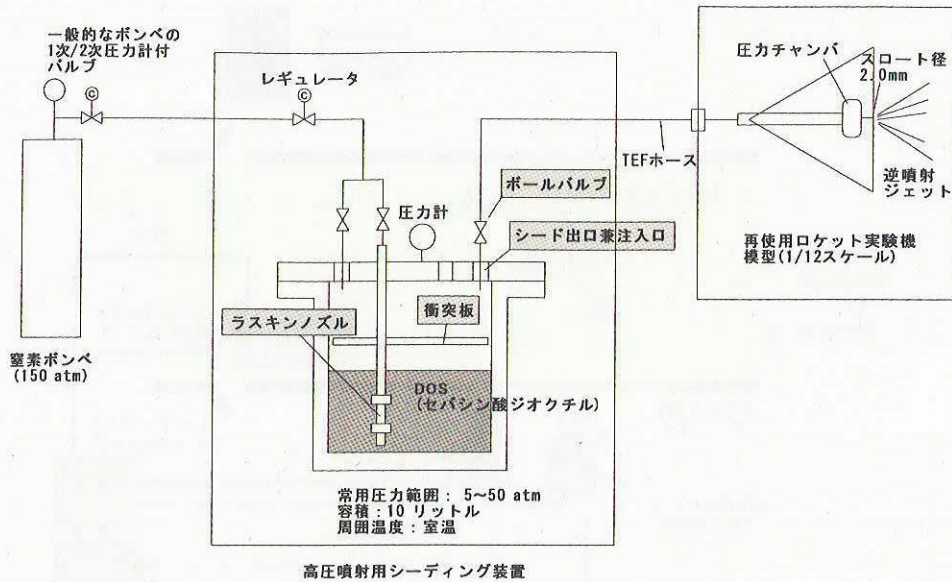


図2 逆噴射ジェット用圧力配管概略図

ジェット噴射用の気体には窒素を用い、風洞測定部の外に設置した高圧ポンベ（初期圧：150atm）からレギュレータを介してフレキシブルチューブによって供給される（図2）。模型内には圧力チャンバが設置されており、実験中は、圧力チャンバに設けた圧力孔から配管を通して、圧力変換器及びブルドン管により圧力を計測し、その圧力値をもとにレギュレータを調節することで、ジェットの総圧を一定に保ちながらPIV計測を行った。

PIV計測では、計測対象にトレーサ粒子となるシードを投入する必要があるが、本実験では、一様流中へのシーディングとともに、高圧用シーディング装置（図3）を製作した。この装置をジェット噴射系に組み込むことで、逆噴射流中へのシーディングも可能とした。高圧用シーディング装置の基本原理はラスキンノズルを利用したものである。本装置には、ノズル側に圧を供給する配管と、シーディング容器内に圧を供給する配管の2系統

があり、それぞれに取り付けられているバルブの開閉調整により、ジェットに含まれるシード濃度の調整が可能となっている。高圧シーディング装置から模型までの間の配管は、シードが混入した気体が高速で流れるため、途中でシードが配管内壁にトラップされないように、可能な限り太く短くなるように配慮されている。さらに、模型支持部はパイプ状の中空構造となっており、その部分を逆噴射ジェット供給用の圧力配管として利用することで、圧力損失の低減と配管途中でのシード粒子のトラップを抑制している。一様流中へのシーディングについては、ラスキンノズル型のシーディング装置を用い、ホースを使い、測定部下流からシードを投入した。使用風洞は回流式のため、シード投入から一定時間後は、シード粒子は風路全域に渡り均一に分散する（グローバルシーディング）。一様流及び逆噴射流ともにシード材としてはDOS（dioctyl sebacate、セバシン酸ジオクチル）を使用した。ラスキンノズルを用いたシーディングジェネレータによって生成されるシード粒子の平均粒子径は $1\mu\text{m}$ である。

2.2 PIVシステム

今回の計測には、JAXA 総合技術研究本部風洞技術開発センターで整備したTSI社製ステレオPIVシステムを使用した⁵⁾。2次元PIV計測時の概略図を図4、ステレオPIV計測時の概略図を図5に示す。粒子画像取得用カメラは 1280×1024 画素、4096階調（12bit）の冷却型高解像度白黒CCDカメラで、シャイムフラグ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。また、このマウントにはリモートフォーカス機構があり、遠隔地からのフォーカス調整が可能とな



図3 高圧噴射用シーディング装置

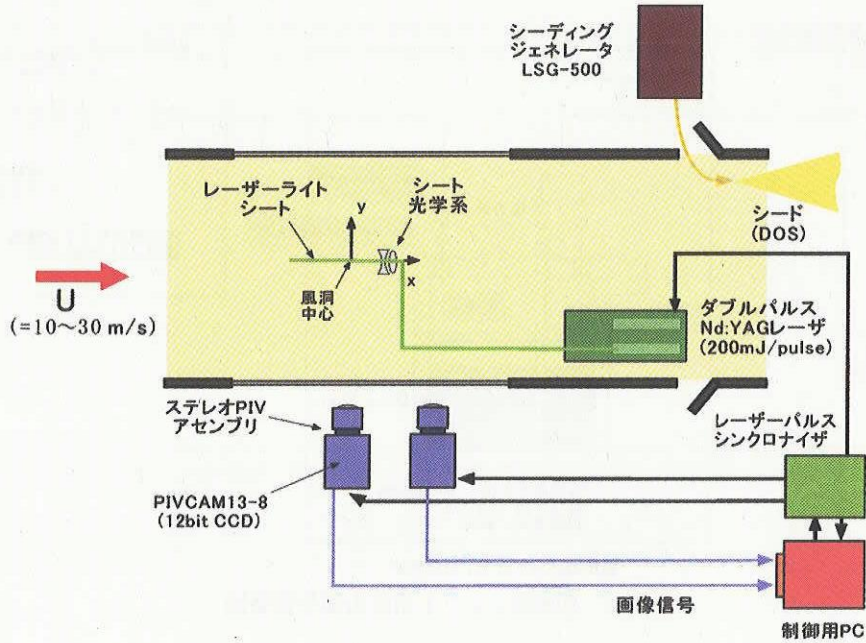


図4 2次元PIVシステム概略図

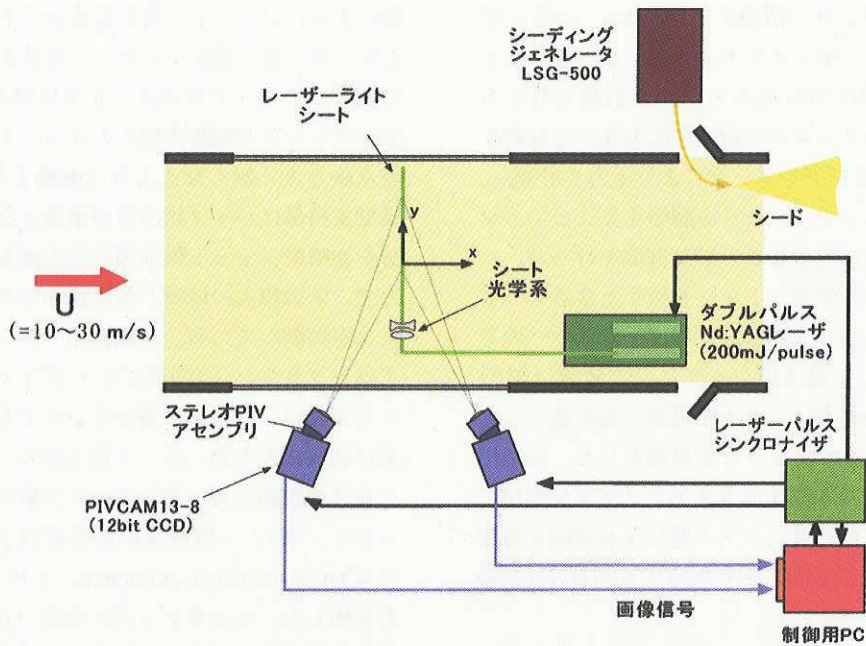


図5 ステレオPIVシステム概略図

っている。

ステレオPIV計測の場合、2台のPIVカメラは、共通の計測領域を異なる角度から撮影できるように配置される。一方、本計測では、主に逆噴射ジェットの流れ構造に関する情報を得ることを目的としているため、流れ方向に対して広範囲の撮影が可能となるように、2台カメラを利用した2次元PIV計測を主に計測を実施した。さらに基本ケースのみ、気流垂直断面の分布を調べる目的で、2台カメラによる通常のステレオPIV計測を実施した。

2次元PIV計測では、2台のカメラは1本のレールに

固定し、迎角変更時も、模型に対して相対的に同じ領域を計測対象とするために、模型の迎角と同じ角度となるようにレールの傾き角度を調整した(図6)。フレームストラッキ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、PIVカメラの取り込み速度の制約により、上限2Hzとなっている。2次元PIV計測時のレーザーおよびカメラのセッティングは図2のとおりである。PIV用の光源には、ダブルパルスNd:YAGレーザー(200mJ/Pulse、532nm)を使用した。2次元PIV計測では、シート光は、測定部上部から観察窓を通して、気流に対して平行となるように下部に向けて照射した。

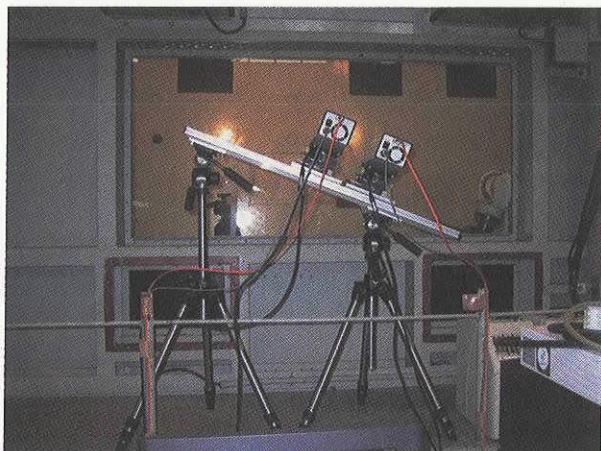


図6 2次元PIV計測におけるPIVカメラ配置



図7 2次元PIV計測時の写真

また、外光の影響を防ぐため、測定部全体を暗幕により遮光した。さらに、風洞壁のシート光が当たる部分及び撮影時にシード画像の背景となる部分には、黒色シートを貼ることで、コントラストの良好なシード画像を取得できるように工夫した。2次元PIV計測時の模型周りの写真を図7に示す。

ステレオPIV計測時のセッティングは図5の通りである。ステレオPIV計測の場合は、シート光は測定部上部より、気流方向垂直面に対して 20° 傾けて照射し、気流垂直断面の計測を行った。2台のPIVカメラはこの計測断面に対して、上下流から挟み込む形で共通領域を撮影できるように設置した。また、このとき模型からの反射が強く、ハレーションを起こしたため、カメラレンズに偏光フィルタを取り付け、反射の影響が少なく、シード粒子が十分明るく撮影される状態となるように偏光面を調節して撮影を行った。

2次元PIV計測及びステレオPIV計測において、カメラ画像上の2次元座標と測定領域を含む実空間上の3次元座標との対応関係を計測するため、図8のようなターゲットプレートを用いたカメラキャリブレーションを実施した。カメラキャリブレーションでは、測定領域に、

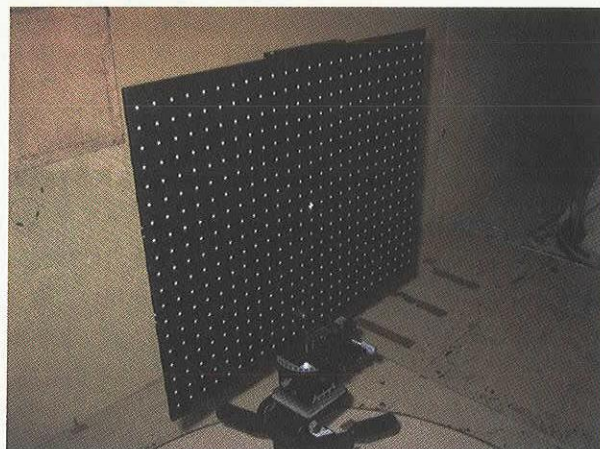


図8 PIV計測用ターゲットプレート

等間隔で配置されたマーカを有するターゲットプレートを設置し、撮影時と同じセッティングで、PIVカメラでターゲットの画像を撮影し、画像計測によって求めたマーカの2次元座標と既知であるマーカの3次元座標との対応から2次元PIV計測の場合はスケールングファクタをまた、ステレオPIV計測の場合はカメラパラメータを求めた。

2.3 実験条件と画像取得/PIV処理パラメータ

実験条件としては、過去の力計測¹⁾と同様に、ジェット出口マッハ数 (M_j)、ノズル出口/周囲大気圧比 (P_e/P_∞)、主流/ジェット momentum flux 比 (f_∞/f_j) を再使用ロケット実験機の飛行環境と一致させた。各試験パラメータについての実験条件は表1の通りである。

表1 実験条件

推力 (%)	25	50	75	100
P_0 (kgf/cm ²)	6.60	11.5	16.2	21.1
P_e/P_∞	0.43	0.75	1.06	1.38
U_∞ (m/s)	26.4	26.4	26.4	26.4
f_∞/f_j	4.17	2.39	1.70	1.30

各試験ケースにおけるPIVデータの取得フレーム数は、逆噴射ジェットで使用する窒素ガスの消費量を考慮して、推力=0, 25%の場合は900フレーム、他の場合は300フレームとした。さらに、本計測ではノズル出口の超音速流から、一様流までの非常に広い速度範囲の流れをとらえるために、必要に応じ、同一の実験条件において、レーザーパルスの時間間隔 (time separation) Δt を高速域、中速域、低速域に調整した上で計測を行った。

また、模型側面下部は、模型の影に入りシート光が当たらないため、迎角をとったケースでは、模型側面下部のデータを得るために、対称にマイナス迎角をとり計測

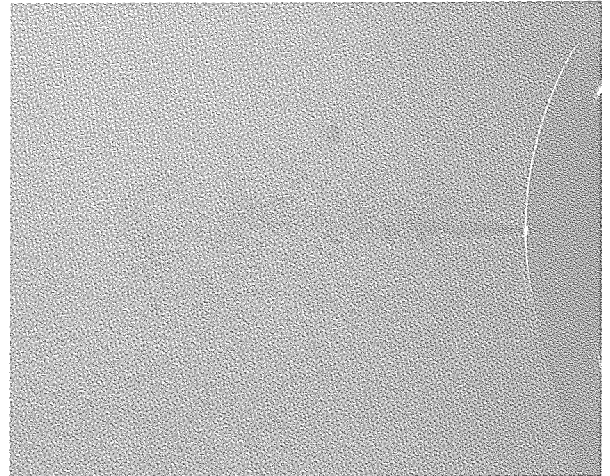
を行なった。なお、本計測で用いる座標系は、機体座標とし、ノズル出口を原点とし、機体中心軸を x 、垂直方向を y とした。

PIVデータ処理時の主要パラメータとして、相関計算アルゴリズムはFFT法、相関窓サイズは 32×32 画素(50%オーバーラップ)を用いた。また、ベクトルマップの格子間隔は3.5mmである。誤ベクトル除去には、速度ベクトルの大きさ及び相関画像のSN比を用い、誤ベクトルに対する内挿は行っていない。また、同一試験条件において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。

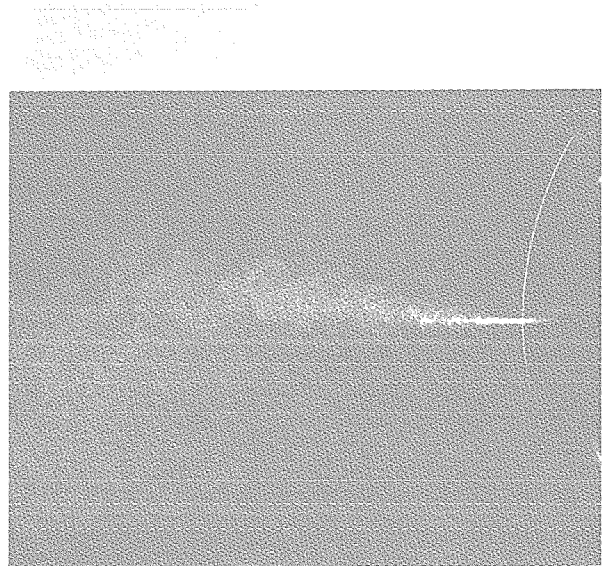
3. 計測結果

図9に、本試験によって撮影された、一様流及び逆噴射ジェットへのシーディングの有無によるシード画像の違いを示す。一様流のみのシーディングの場合(図9(a))、シード画像中に見られるように、ノズル出口付近にはシードの空白領域が存在し、その部分での計測が不可能であることが分かる。また、逆噴射ジェットと一様流の干渉領域においても、部分的に極端にシードの薄い領域が存在し、このシーディング状態でPIV計測を行った場合、計測結果にバイアスエラーが生じる可能性がある。一方、逆噴射ジェットのみでシーディングされた画像(図9(b))では、逆噴射ジェットと一様流との干渉の様子の可視化には向いているが、一様流には、ジェットの拡散によって分散したシード粒子のみしか存在しないため、流れ全体のPIV計測は不可能である。一様流とジェット共にシーディングした状態が図9(c)である。このとき、高圧噴射用シーディング装置のバルブにより、ジェット側のシード濃度を適切に調整し、できる限り、一様流と同じシード密度となるように設定している。写真からも分かるように、一様流のみにしかシーディングされていなかった場合と比べると、極端なシード濃度の変化はなく、ジェットの影響によるバイアスエラーの可能性は低減している。

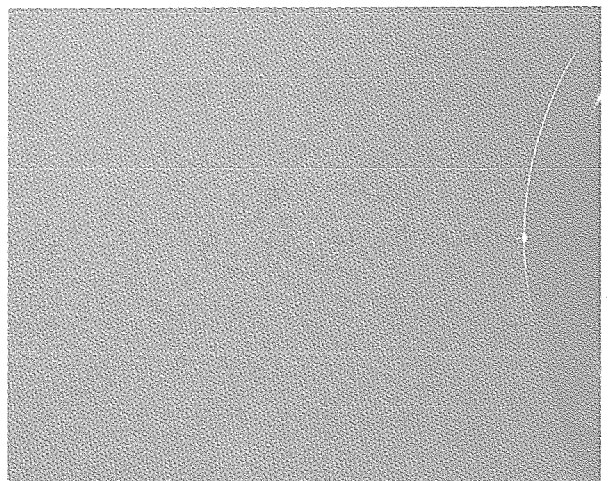
図10にPIV計測によって得られた平均速度場(中速度域に調整された Δt の結果)から求めた逆噴射ジェットの形状を示す。図中、黒は $u < 0\text{m/s}$ の領域を表わし、黒と白との境界は $u = 0\text{m/s}$ の等値線となる。推力の上昇とともによどみ点が上流側へと移動している様子がとらえられている。また、逆噴射ジェットの広がりや形状は推力によらずほぼ相似であることが分かる。よどみ点位置は推力100%場合において、ノズル出口から380mm上流(=底面直径の約2倍)であった。図11に瞬時のジェット形状の一例を示す。平均値では、中心軸で対称な形状であったが、瞬時値では、ジェットの形状及びよどみ点位置は各時刻毎に大きく変化しており、そ



(a) 一様流のみシーディング



(b) 逆噴射流のみシーディング



(c) 一様流と逆噴射流の両者にシーディング

図9 PIVシード画像(迎角 0° 、推力25%)

の変化は非常に大きく、非定常性が非常に強い流れ場であることが分かる。

図12にジェット出口付近の高速領域に調整された Δt によって計測された平均速度ベクトルを示す。計測されたノズル出口付近での最大流速は534m/sである。PIV

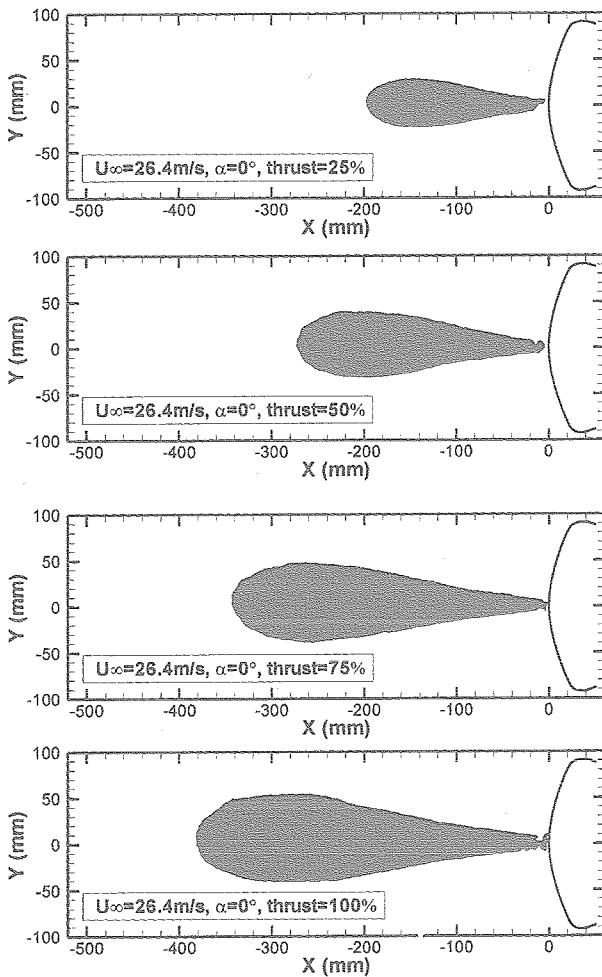


図10 平均の逆噴射ジェット形状 ($\alpha=0^\circ$)

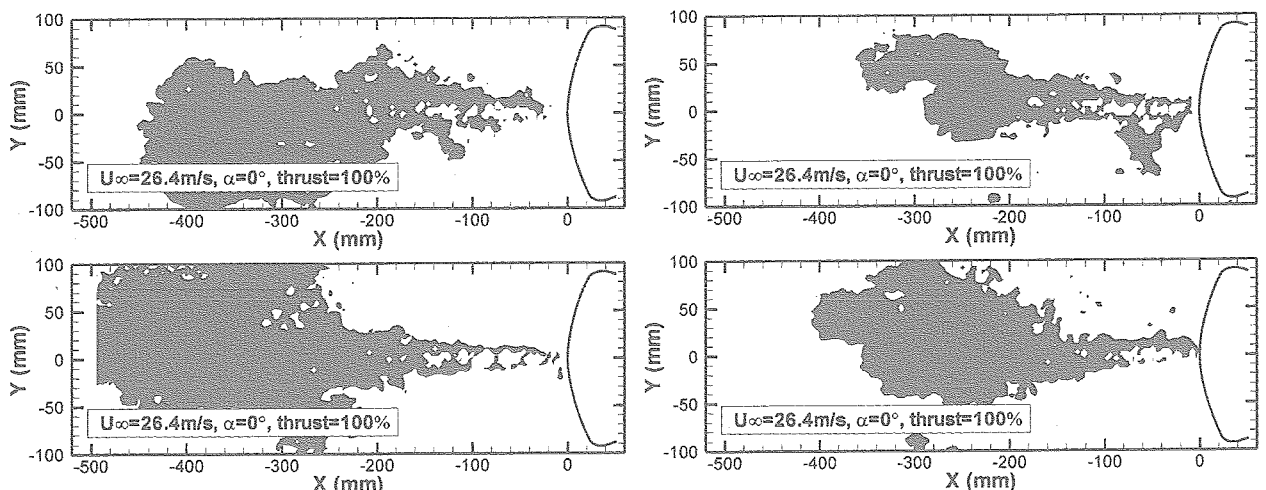
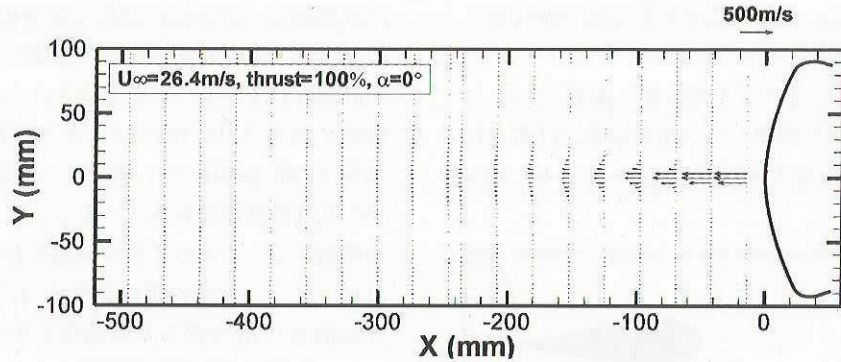
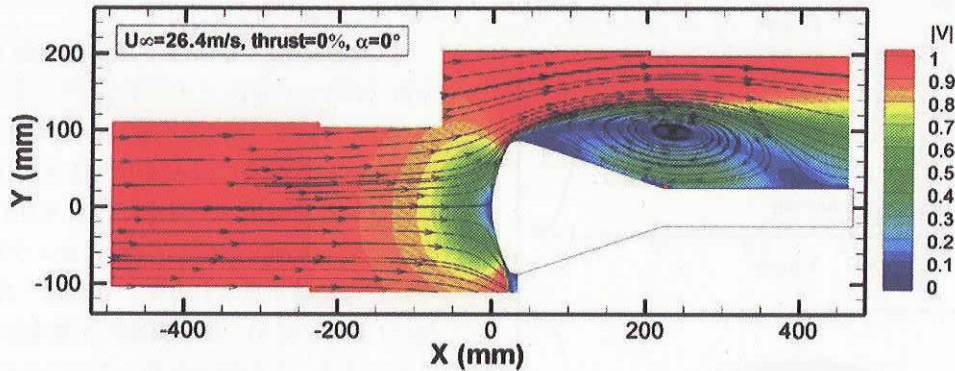


図11 瞬時の逆噴射ジェット形状 ($\alpha=0^\circ$ 、推力100%)

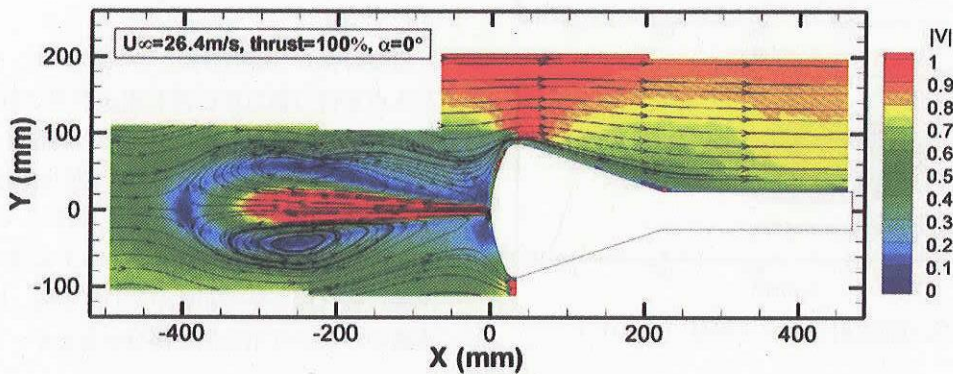
の計測値はノズル出口速度の推算値 (567m/s) に近い値を示し、超音速ジェットの速度についても、妥当な値が計測されていることが確認された。ただし、この高速領域に調整された短い Δt による計測の場合は、一様流速以下の低速領域では、移動量が極端に小さくなるため、相対的な計測誤差が大きくなる。したがって、一様流と逆噴射ジェットとの干渉が問題となる、低速の速度域については、一様流付近の速度域の計測精度を保つため、比較的長い Δt で得られた結果を中心に評価することとした。この場合、超音速域については、シード粒子の移動量が大きく、追跡が出来ないため、高流速域のデータの評価には使えない。

図13に迎角 $\alpha=0^\circ$ における平均流線及び平均全速度分布 ($|V| = ((u/U_\infty)^2 + (v/U_\infty)^2)^{0.5}$) を示す。なお、推力100%の結果 (図7も同様) は、模型上流部では、高速域用 (逆噴射流) の Δt を用いたものであり、模型側面では、低速域用 (一様流) の Δt を用いたものを示した。模型上流部において、2台のカメラ間でデータのつながりに段差が見られるが、これは、高速域用の Δt を用いた結果のため、低速領域の計測精度が低下していることによる。この部分のデータのつながりについては、低速域に調整された Δt を用いた場合は、2台のカメラ間のデータは互いになめらかにつながっていることが確認されている。

逆噴射なし (推力0%) の状態では、ノズル出口によどみ点を持つ軸対称の流れ場が形成されている。また、模型底面外周部から流れが大きく剥離し、模型側面上部に循環流れが生じるとともに、模型底面外周からせん断層が発達している様子がとらえられている。一方、推力100%の結果では、逆噴射ジェットによって、ノズル上流部に軸対称な循環領域が生じている。上流部において、流線のつながり不自然な部分があるが、これは、高速域

図12 平均速度ベクトル ($\alpha=0^\circ$ 、推力100%)

(a) 推力0%



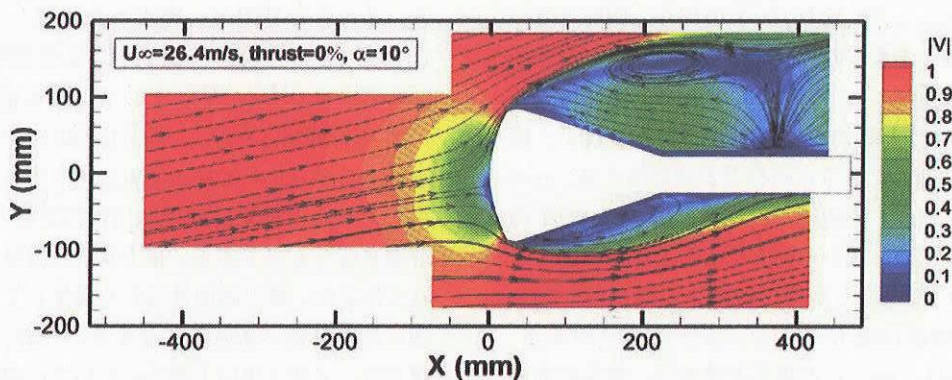
(b) 推力100%

図13 平均流線及び平均全速度分布 ($\alpha=0^\circ$)

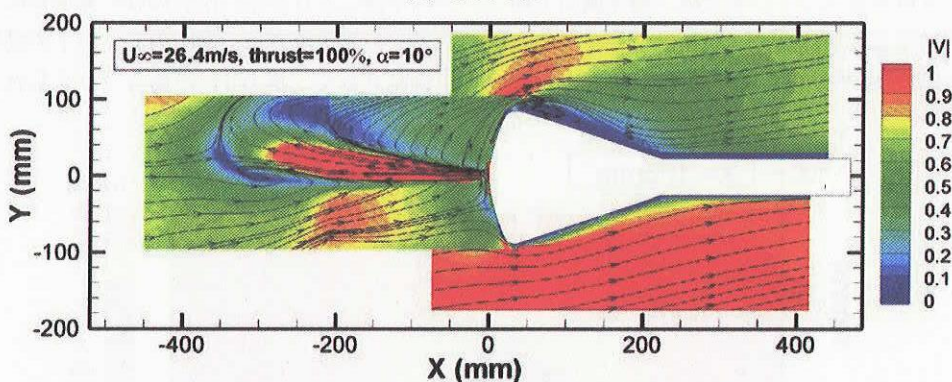
用の Δt の結果では、低速域の計測精度が低下するためと考える。また、推力0%において存在していた模型底面外周からの剥離による循環流れは消滅し、模型側面に沿ってスムーズな流れに大きく変化しており、ジェットの有無により模型表面圧力が大きく変化していることが予測される。ジェットを噴射した場合の上記のような流れ場の変化は、図13(b)の平均流線の結果から、一様流中への逆噴射ジェットの噴射により、上流側によどみ点が移動し、機体上流側に仮想的物体が生じ、その結果として、機体側面の流れがスムーズとなることで引き起こされると考えられ、このことが、逆噴射時に抵抗低減が生

じる原因であると考えられる。これらの結果は、過去の力計測¹⁾において観察された、ジェットによる推力の非線形性と対応している。

図14に迎角 $\alpha=10^\circ$ における平均流線及び平均全速度分布を示す。計測は、模型の迎角に合わせてカメラ側も傾斜をつけて撮影したため、模型に対する相対的な計測領域は $\alpha=0^\circ$ の場合とほぼ同じである。推力0%の場合、よどみ点は迎角の効果により、ノズル中心よりも下方に移動している。また、模型後流での流れの剥離の様子は迎角の効果により、側面上部における剥離による循環領域は $\alpha=0^\circ$ よりも広くなり、逆に側面下部では、

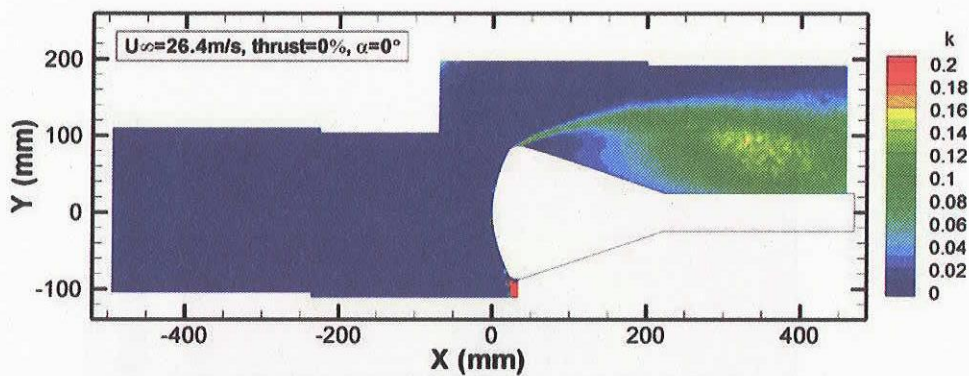


(a) 推力0%

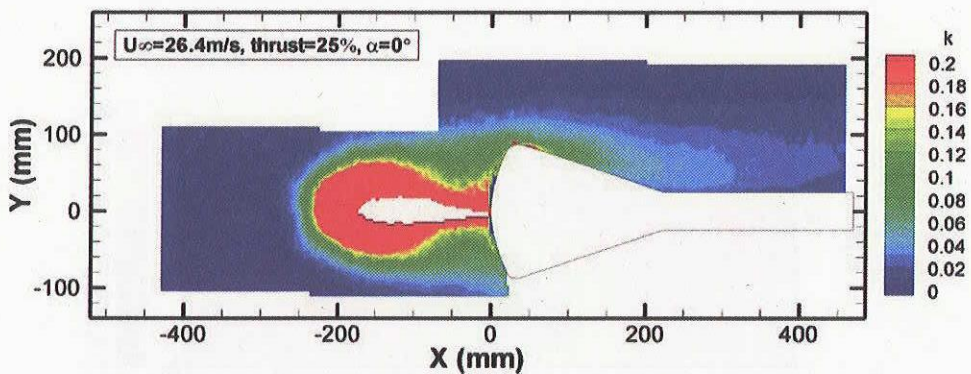


(b) 推力100%

図14 平均流線及び平均全速度分布 ($\alpha = 10^\circ$)



(a) 推力0%



(b) 推力25%

図15 乱れエネルギー分布 ($\alpha = 0^\circ$)

狭くなっている。一方、推力100%の場合、側面下部の循環領域は消滅するものの、側面上部には狭いながら循環領域が残っている。また、ノズル出口上流には $\alpha=0^\circ$ のとき見られた大規模な循環領域は認められず、模型底面下部には、よどみ点の存在が認められる。 $\alpha=10^\circ$ で逆噴射ジェットを噴射した場合、図14(b)の平均流線の結果から、ジェットの前方によどみ点が移動することで、 $\alpha=0^\circ$ の場合と同様に機体上流側に仮想物体が生じ、機体側面の流れがスムーズになっているが、 $\alpha=10^\circ$ の場合は、 $\alpha=0^\circ$ の場合と異なり、機体底面にも引き続きよどみ点が存在しているため、機体側面上部の循環領域が消滅することはなく、規模は小さくなるものの引き続き循環領域が存在しているものと考えられ

る。これらの結果は、過去の力計測¹⁾において、 $\alpha=10^\circ$ の場合の逆噴射ジェットによる抵抗低減率が $\alpha=0^\circ$ の場合よりも小さい、という結果と整合している。

図15に迎角 $\alpha=0^\circ$ 、推力0、25%における乱れエネルギー分布 ($k=0.5((u_{rms}/U_\infty)^2+2(v_{rms}/U_\infty)^2)$) を示す。これらの結果は低速域用に設定された Δt を用いて計測されたものである。推力0%の結果では、剥離によって生じた、模型底面外周から発生しているせん断層周辺に乱れの強い領域が存在する。一方、推力25%の結果では、ノズル出口上流部において、逆噴射と一様流との干渉により非常に乱れの強い領域が広がっている。また、模型後流では、逆噴射ジェットの効果により剥離が抑制されて、推力0%の場合よりも乱れの強い領域が狭

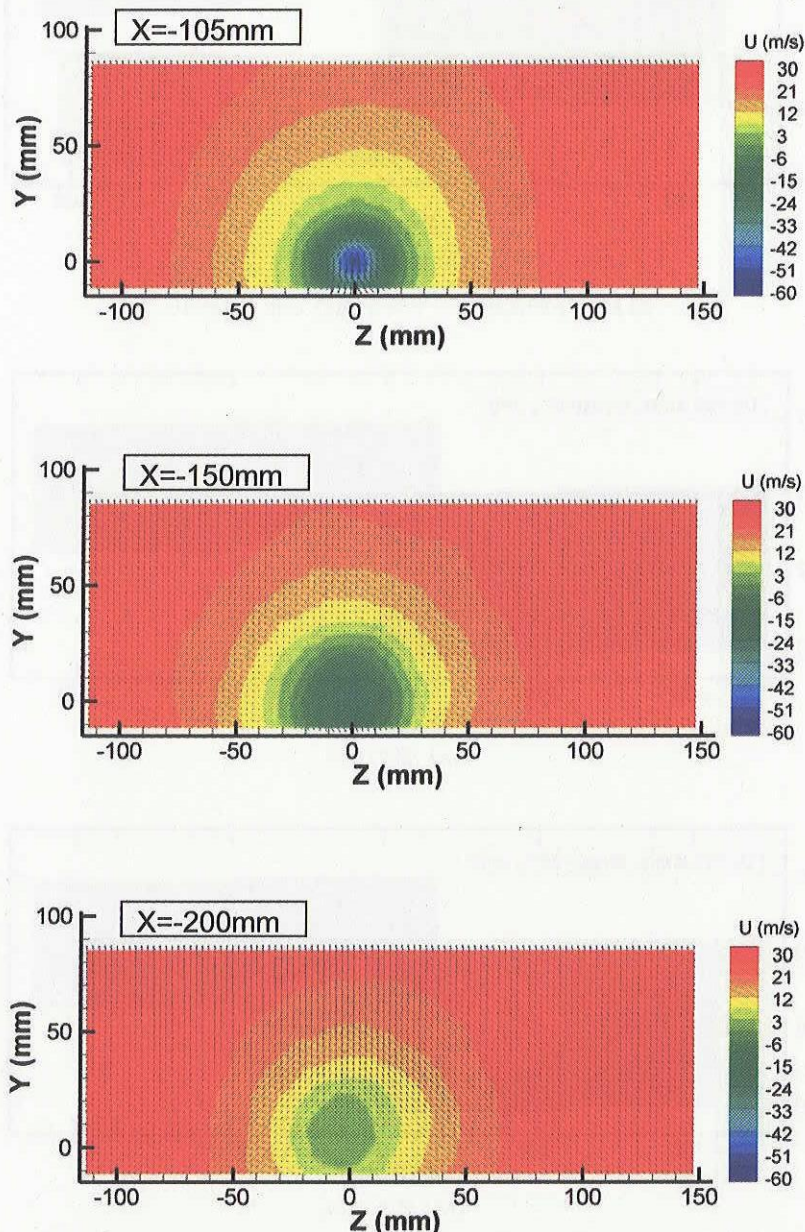


図16 平均速度 ($U_\infty=26.4\text{m/s}$, $\alpha=0^\circ$, 推力25%, $X=-105, -150-200\text{mm}$)

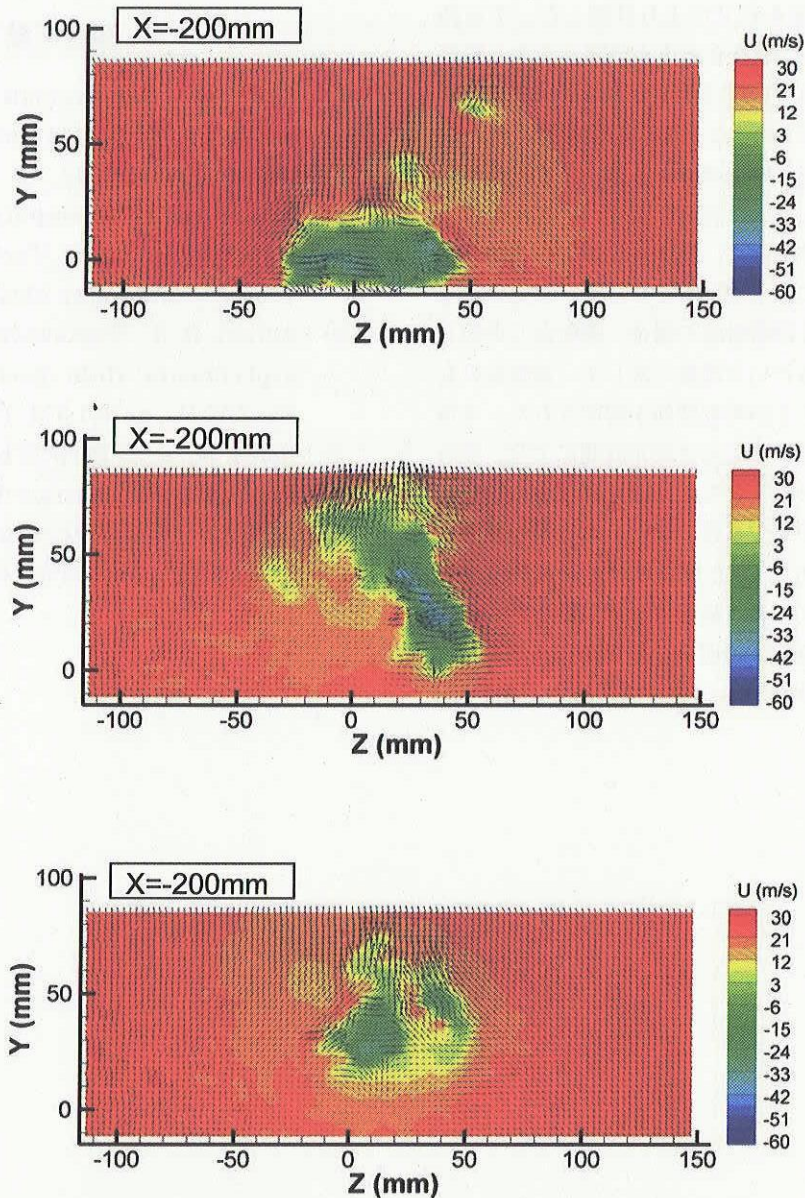


図17 瞬時速度 ($U_{\infty} = 26.4 \text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$, 推力25%, $X = -200 \text{ mm}$)

くなっている。なお、ジェット中心部におけるデータは信頼性が低いため（低速域用の Δt を用いた結果）空白としてある。図15(b)で、模型後流における乱れが抑制される現象は、図13(b)の平均流線の結果から考察される、機体ベースを流れる流れがスムーズに変化していること、と対応していると考えられる。

図16にステレオPIVによって計測された、 $\alpha = 0^\circ$ 、推力25%における下流側から見た平均速度分布を示す。図中(a)から(c)は、それぞれノズル中心から気流方向に105、150、200mm上流における断面の結果である。座標原点は機軸中心をとり、断面内の2成分をベクトルで、断面に対して垂直な速度成分をカラー等値線で表わしている。計測断面は一様流に対して 20° 傾いているため、断面内では上方の速度成分が存在する。断面垂直方向の

平均速度分布については、ほぼ楕円状の分布をしており、逆噴射ジェットが計測断面に対して 20° 傾斜していることを考慮すると妥当な結果と考えられる。

図17にステレオPIVによって計測された瞬時速度分布を示す。試験条件及び計測断面については図16(c)と同様である。平均速度分布では、スムーズな楕円形状であったものが、瞬時速度分布では、大小の渦構造をもつ複雑な流れとなっている様子が分かる。2次元PIV計測の結果では、模型上下方向の断面に関する情報のみだったが、ステレオPIV計測結果から、模型周方向に対して、複雑に乱れていることが確認された。

4. まとめ

JAXA 2m \times 2m 低速風洞において、再使用ロケット

逆噴射流の空間速度場をPIVにより計測した。その結果、逆噴射ジェットの形状やよどみ点位置に関する情報を得るとともに、平均及び瞬時速度分布並びに乱流強度に関するデータを取得した。これらの計測結果より、逆噴射ジェットと一様流との干渉による強い非定常性が観測され、さらに、ジェットの有無により、ノズル出口上流部の流れの変化だけでなく、模型後流部での剥離の状態が大きく変化することが明らかとなった。以上の結果より、PIV計測により逆噴射時の場合、噴射なしの場合より抵抗が小さくなるという現象に対して、逆噴射の有無による流れ場の変化との対応関係が解明された。今後は、さらにステレオPIVによる3次元計測により、流れ場の非軸対称性を調べるとともに、非定常現象の特性について解明を進める予定である。また、本結果を検証データとして用いることでCFD解析モデルの高精度化にも役立てたいと考えている。最後に、本試験を行うにあたり、東京農工大大学院大迫庸介氏及びJAXA風洞技術開発センター低速風洞チームの方々のご協力を頂いた。ここに謝辞を記す。

参考文献

- 1) Akita, D., "Aerodynamic effects of opposing nozzle jet on reusable vertical landing rocket", ISTS 2002-s-08, 2002
- 2) Kitamura, T., "Computational Analysis of Opposing Jet from Vertical-Lander Space Vehicle", AIAA Paper 2004-0871, 2004
- 3) Adrian, R. J., "Particle-imaging technique for experimental fluid mechanics", Annu. Rev. Fluid Mech., pp.261-304, 1991
- 4) Raffel, M., et al, Particle Image Velocimetry - A Practical Guide, Springer-Verlag, 1998
- 5) 渡辺他, "大型風洞用粒子画像流速測定(PIV)システムの開発", 第41回飛行機シンポジウム論文集, 2003

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-041

発行日 2005年3月31日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

©2005 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構情報化推進部宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency