

PIV(粒子画像流速測定法)を用いた CFD コード検証について

渡辺重哉、加藤裕之、雷 忠、今村太郎、榎本俊治
宇宙航空研究開発機構

CFD Code Validation via Particle Image Velocimetry (PIV)

by

Shigeya Watanabe, Hiroyuki Kato, Zhong Lei, Taro Imamura, and Shunji Enomoto
Japan Aerospace Exploration Agency

ABSTRACT

Possibilities of Particle Image Velocimetry (PIV) as a tool to acquire detailed experimental data for unsteady CFD code validation are discussed. Two examples of PIV data compared with corresponding CFD data, that is, leading edge separation vortices of a cranked arrow wing and a tip vortex of a rectangular wing, are presented in order to evaluate the capability of PIV as a CFD validation tool. As a result, the detailed velocity field data via PIV are proved to be useful in the evaluations of different turbulence models and algorithms in CFD analyses. Also, important issues to be carefully considered for getting successful results in the CFD validation using PIV are mentioned, such as differences in spatial/temporal resolutions and data point locations.

1. はじめに

近年の CFD 技術におけるハードウェア/ソフトウェア両面の急速な進展に伴い、従来 CFD 解析の主対象となっていた定常流計算だけでなく、非定常流計算や騒音解析¹⁾等のより高度な流体解析にまで実用化の範囲が広がろうとしている。そのような目的で開発された CFD コード検証のためには、定常流れを前提とした空気力(6 分力)計測、表面圧力計測、流れの可視化等の従来の風洞計測技術による実験データだけでは不十分なのは明らかであり、流れの非定常性を正確に把握可能な流体計測手法により取得した実験データが必須となる。非定常流計測手法の中でも、特に 2 次元(面)/3 次元(空間)の空間解像度の高いデータの取得が可能な手法(非定常空間速度場計測手法等)は、複雑な流れ場におけるどのような流体現象(境界層遷移、剥離、渦、渦干渉/崩壊、衝撃波干渉等)が CFD により模擬できているか、いないかを明確に把握するためのデータを提供するため、CFD 解析における問題点の原因解明に有効と考えられる。また、6 分力等の積分量計測値では、実験と CFD で流れの空間的分布が異なっている、全体的にその効果が相殺されて結果が一致してしまう危険性があり、要求される CFD 検証の精度が高まるほどにこのような空間解像度を有する計測法の重要性が高まる。

一方、風洞計測技術について見ると、航空機/宇宙機の性能向上及び空力設計技術の高度化に伴い、従来の計測技術では得ることのできない更に多種、広範囲かつ詳細な流体情報を提供できる先進的な計測技術が必要とされている。そのようなニーズに応える計測技術の一つとして、画像計測/レーザ計測技術をベースとした空間速度場計測手法がある。中でも粒子画像流速測定法(PIV: Particle Image Velocimetry)^{2, 3)}は実験室環境の低速流れでは既にほぼ確立した技術であり、その適用範囲は大型風洞での複雑な 3 次元速度場⁴⁻⁶⁾、遷・超音速流のような高速流などへと広がりをみせつつある。航空宇宙の分野においても、BVI(Blade Vortex Interaction)騒音と密接に関係するヘリコプタロータの翼端渦計測⁷⁾、フラップ周りの詳細流れ場計測⁸⁾等の様々な流れ場に適用され、空力設計ツールの一つとして実用的に使用され始めている。また、PIV では瞬時の空間速度場が取得できるため、乱流強度やレイノルズ応力等の流れの非定常性に関連する情報の空間分布計測が比較的短時

間で可能となる利点があり、非定常流を対象とした CFD コードの検証、乱流モデルの評価にも活用できる可能性を持っている。

本研究では、このような状況の中で、2 種類の 3 次元低速流れ場(クランクト・アロー翼背面流れ、矩形翼翼端渦の生成過程)に関する PIV 計測結果と対応 CFD 解析結果の比較を通じて、PIV 技術の CFD コード(特に非定常 CFD コード)検証ツールとしての有効性を評価するとともに、PIV を CFD 検証のために用いる際の問題点/留意点に関する考察を行った。それにより、今後更に重要性が高まると考えられる CFD/EFD (Experimental Fluid Dynamics)連携の進展の一助とすることを目的としている。

2. 粒子画像流速測定法(PIV)

PIV は、流体に追従する微小なシード粒子の動きを解析し、その移動量から流れの空間速度分布を測定する手法である^{2, 3)}。具体的には、図 1 に示すように、照明装置(通常はダブルパルスレーザ)とシート光学系により生成された平面シート光により、非常に短い時間間隔で 2 回光らせられたシート面上に存在するシード粒子の画像を撮影装置(通常はクロスコリレーションタイプの CCD カメラ)で取得し、その 2 枚の画像を相互相関法等を用いて画像処理することによりシート面上の空間速度分布を計測する。PIV では個々のシード粒子を追跡し流速を求めるのではなく、シート面上のある切り取られた小空間(interrogation spot)内に存在するシード粒子の平均速度を求める(よって、通常基盤目状の点での速度が計測される)ことに注意を要する。PIV の利点としては、非接触計測であること、面計測であること(点計測に比べ一般的にデータ生産性が高い)、シート面内の瞬時の速度分布が計測可能なこと等が挙げられる。一方、欠点としてはシード粒子を気流に混入しなければならない点、画像取得ハードウェアの制約により一般的に時間分解能(画像サンプリング周波数)が低くスペクトル解析等の時系列処理に向かない点、粒子群の平均的な移動量を用いるため空間分解能が相対的に低い点、光学系の設置/調整が煩雑な点等がある。

非定常 CFD コード検証における利用という観点では、上記の瞬時空間速度場計測のメリットが非常に大きい。時間

分解能が相対的に低く周波数特性の評価ができないという点では不利であるが、多数の瞬時データについてアンサンブル処理を行い、統計量という形で比較をすることにより、この問題点はある程度補うことができる。

カメラ1台で粒子画像取得を行う2D-PIV(図1参照)では、シート光平面における2成分速度が計測可能である(面に垂直な速度成分は計測できない)。一方、2台のカメラにより粒子の移動量をステレオ計測するステレオ(3D)PIVの場合は、レーザシート面上での3成分速度が取得可能となる。非定常流のほとんどが3次元性を持つことを考えると、2D-PIVに比べステレオPIVの方が格段に非定常CFDコード検証ツールとして適しているといえる。ステレオPIV計測装置のセットアップの例を図2に示す。以下に示す第2の比較例での機器配置の平面図である。

3. PIVデータとCFD解析データの比較例

以下に、PIVのCFD検証ツールとしての有効性を評価するためにPIVデータと対応CFDデータの比較検討を行った二つの例を紹介する。ともに3次元性と非定常性を併せ持った低速流を計測/解析対象とした例である。

3.1 クラント・アロー翼背面流れ

第一の例は、クラント・アロー翼背面の2つの前縁剥離渦(内翼+外翼)を含む流れ場を対象とし、複数の乱流モデルの比較評価のためにステレオPIVデータを取得したものである⁹⁾。図3にogive-cylinder形状の胴体にクラント・アロー翼を取り付けた模型の平面図およびPIV計測断面を示す。ここで示す結果は、模型胴体軸(x軸)に垂直な $x/Cr = 0.83$ 断面でのPIV計測結果とCFD解析結果である。速度は機体軸の x, y, z 軸方向の速度を u, v, w と定義している。PIV計測に対応したCFD解析は、RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes)コードにより行われた¹⁰⁾。乱流モデルとしては、Spalart-Allmaras(SA)モデル、rotational correctionを含めたSAモデル、Menterの剪断応力輸送(SST)モデル、Launder-Sharmaモデルの4種類である。

図4に迎角 20° での平均速度絶対値 $(= (u'^2 + v'^2 + w'^2)^{0.5} [\text{m/s}])$ の分布の比較を示す。PIV計測結果からは、外翼側の前縁剥離渦は拡散していない状態で翼上面近くに位置していることが分かる。一方、内翼側の剥離渦は中心付近で速度の絶対値がほぼ0となっており完全に渦崩壊の状態にある。この実験により計測された流れ場は、定性的にはrotational correction付きのSAモデル、MenterのSSTモデル、Launder-Sharmaモデルでは再現されているものの、Spalart-Allmaras(SA)モデルでは、縦渦の渦中心付近で乱流粘性が過大評価されるために、内翼側の前縁剥離渦の渦崩壊が正しく捉えられていない(渦中心の流速が速い)。この結果は、このような模型表面からある程度離れたところに位置する縦渦が重要な役割を果たす流れ場においては、補正なしのSAモデルでは流れ場を適切に模擬できないことを意味している。

同じ気流条件、迎角での乱流強度(T.I.)分布の比較を図5に示す。ここでは乱流強度を無次元化して下式のように定義している。

$$T.I. = \sqrt{\frac{u'^2 + v'^2 + w'^2}{3U_\infty^2}} \quad (1)$$

ここで、 u', v', w' は各速度成分の変動のRMS値を、 U_∞ は一様流流速を表す。PIVでは瞬時速度の計測値から速度変動

のRMS値を求められ、(1)式に従い直接的にT.I.が計算されるが、RANSによるCFD解析では瞬時速度は得られないため、乱流エネルギー K (有次元)を用いて(2)式によりT.I.を求めている。

$$T.I. = \sqrt{\frac{2K}{3U_\infty^2}} \quad (2)$$

ここでのCFD解析結果は、 $k-\epsilon$ または $k-\omega$ モデルの一種であるMenterのSSTモデルとLaunder-Sharmaモデルの2種類の乱流モデルを用いたものである。図から明らかなようにCFD解析結果は2種類の乱流モデルともに2つの前縁剥離渦中心付近での乱流強度が実験結果よりも小さい値となっている。特にMenterのSSTモデルでは乱れのレベルが実験結果に比べ非常に低い。この例で見られる結果の大きな差異は、渦位置の非定常な移動を考慮することの出来ないRANSコードの適用限界を示唆しているものと考えられる。

上記の平均流速および乱流強度分布の比較結果から分かるように、流れの詳細空間計測データを用いてCFD検証を行うことにより、従来の計測技術を用いた空気力等の積分値の比較では見失われがちなCFDの問題点を明らかにするとともに、その原因究明の手がかりとなる情報を取得することが可能となる。また、このように渦が流れ場を支配するような場合には、面計測である表面圧力分布計測よりも、PIVのような空間分布計測の方が不一致の原因究明という観点で有利となる。

3.2 矩形翼翼端渦の生成過程

第二の例は、高揚力装置騒音等の航空機機体騒音解析の基礎となるCFDコード検証を目的として実施された半裁矩形翼翼端渦の生成過程を対象としたPIV/CFD比較である。図2にPIV計測機器配置の平面図を、図6にJAXA 2m×2m低速風洞に設置した半裁矩形翼模型写真を示す。図6にはPIV計測断面位置および座標系の定義が合わせて示されている。翼型はNACA0012であり、翼端は平面的に切り落とされておりフェアリングはついていない。レーザシートは一樣流に垂直に配置し、 $x/c = 50 \sim 110\%$ の4断面の計測を行った。座標系は一樣流方向を x 軸、スパン方向を y 軸とし、 x および y 軸に垂直方向に z 軸をとっている。以下に示す全ての物理量は、一樣流流速 U_∞ で無次元化されている。PIV計測に対応したCFD解析¹¹⁾ではRANSおよびLES(Large-Eddy Simulation)の2種類のコードを用い、両者の優劣比較を行った。RANS計算での乱流モデルとしてはSpalart-Allmarasモデルを用いている。

図7および8に迎角 12° 、 $x/c = 70\%$ および 110% 位置での平均速度分布のPIV計測結果(a)と2種類のCFD解析結果(b, c)の比較をそれぞれ示す。矢印は平均速度のシート面内成分をカラーの等高線はシート垂直方向成分を示している。 $x/c = 70\%$ 位置(図7)では、翼端上部角から生成される翼端渦2については、実験、2種類のCFD計算ともに、位置も渦の強さもほぼ一致しているが、翼端下部角から生成される翼端渦1については、実験と計算結果で差異が見られる。LESの結果では渦位置が実験に比べ上方(z の正方向)に位置するとともに渦中心付近の u の値が実験結果よりも大きい。一方、RANS結果では渦位置は実験結果とほぼ一致するが、 u の値はLES結果と同様に実験結果よりも大きい。渦崩壊に近づく渦の軸方向速度が急激に低下するという一般的な傾向を考慮すると、RANS結果はPIVによる実験結果よりも渦崩壊から遠い状態にあると推定され、相対的な両者の差異はクラント・アロー翼の場合の両者の差異と定性的に一致している。

$x/c = 110\%$ 位置(図 8)では、実験結果においても計算結果においても 70%位置で観測された 2 つの翼端渦が統合されて 1 つの大きな翼端渦が形成されていることがわかる。翼端渦の中心位置や翼後縁および翼端からの後流の形状および位置は、LES、RANS 結果とともに定性的には実験結果とほぼ一致している(若干 RANS 結果の方が実験結果との一致がよい)。ただし、翼後縁からの後流における速度欠損は、実験結果に比べ両計算結果ともに過大評価されている。これは、PIV では非定常な後流位置変化が捉えられることにより、平均化処理後データにおける速度欠損の谷間が緩やかになる傾向があることが一因と考えられる(LES 計算でも同様な非定常性は原理的には捉えられるが、定常流を仮定した RANS 計算では捉えられない)。

図 9 に図 7 と同一条件での $x/c = 70\%$ 位置における無次元化された乱流エネルギー k の空間分布を示す。 k の定義は、

$$k = \frac{K}{U_{\infty}^2} = \frac{u'^2 + v'^2 + w'^2}{2U_{\infty}^2} \quad (3)$$

である。PIV 結果では、平均的な渦中心位置(図中の+印)付近に強い乱れのピークが存在し、翼端渦 1 の周辺部に乱れの強い領域が広がっている(この結果は、PIV の原画像において観察される翼端渦 1 の強い非定常性と一致する傾向である)。ただし、PIV 計測では、渦中心部のシード密度が小さすぎて正しい速度ベクトルが得られないケースが多くあり、その影響が非常に強い乱れに影響している可能性もあるため、注意を要する。一方、LES 計算結果では、平均的な渦中心位置と乱れの強い位置の相関は低く、翼端部周辺に強い乱れが見られる。特に翼端渦 2 の周辺での乱流エネルギーは実験結果に比べ大幅に小さい。

上記のように、翼端渦の生成過程に関する PIV 計測結果と 2 種類の CFD コードによる計算結果との比較においても、PIV データの CFD コード検証データ取得ツールとしての有効性が認められる。特に空間分布からどの部分(例えば、渦の中心付近、模型近傍、後流等)での一致がよいのか、平均流、乱れ量のどちらの一致がよいのか、悪いのか、直接的に評価できる PIV の能力は、CFD コード検証(特に非定常コード検証)において強力な武器となることが確認できた。

ここで示した 2 例については示さなかったが、PIV の瞬時ベクトルデータからは速度の空間相関が直接的に計算でき、非定常性を考慮した CFD データの評価の際の比較量の一つとして有効ではないかと推測される。

4. CFD 検証のための PIV 利用における留意点

PIV には、2 項で示したとおり、空間分解能、画像サンプリングレート(時間分解能)等のいくつかの計測上の制約があり、これらを考慮した上で CFD 検証用ツールとして使用する必要がある。以下に、PIV による CFD 検証を有効に機能させるために注意すべき、これらの制約等に関連する留意点を示す。

4.1 空間分解能

図 10 に示すように PIV による速度ベクトル計測結果は通常碁盤目状に並んだ点で得られる(すなわち空間分解能が計測面内で一定)。Interrogation spot (図中の青四角)サイズが計測の空間分解能に相当する(50%ずつオーバーラップさせてベクトルを計算しているため、データ点(格子点)間隔の 2 倍が空間分解能になっている)。一方、CFD では

物体表面では格子が細かいため空間分解能が高く、物体から離れるほど格子が粗くなり空間分解能が下がる(すなわち計算空間内で空間分解能が異なる)のが一般的である。この空間分解能の差を無視して、両者の比較を行うと、速度勾配が大きいところや流れの特性長さが実験および計算の空間分解能と同等またはそれ以下の領域では空間分解能の差異による影響が強く出て、公平な比較が出来ず、誤った評価を下してしまう危険性がある。この対策としては、PIV の interrogation spot 内の全 CFD 解析格子点のデータを平均化した上で PIV 結果と比較するなどの空間分解能の統一の工夫が必要となる。

4.2 時間分解能

一般に PIV における画像(速度場データ)取得間隔(0.1 秒のオーダー)は非定常 CFD 計算の時間ステップに比べはるかに長い。よって、時間ステップを流れの代表的な特性時間に比べ十分短く取った非定常 CFD 計算では速度変動の周波数特性を求めることが出来るが、PIV データからは対応するデータを算出することは出来ない。その対策として、PIV による多数の瞬時速度場計測結果をアンサンブルとして扱うことにより、平均値、乱れに関する諸量等の統計量を求め、対応する CFD 解析結果と比較することにより、CFD による非定常流れの模擬精度を評価することが必要となる。上記の 2 つの例においても乱流強度および乱流エネルギーに関する比較を行っているのは、この理由による。

4.3 空間上の計測/解析点位置、グラフ化

上記の空間分解能に関する留意点と関連するが、PIV と CFD 解析では空間内のデータ点の分布が異なるため、両者の差異を無視して、速度ベクトルや各種の等高線を描かせ比較すると、人間が目で見えて判断する段階で誤解を生む可能性がある。本稿の第 2 の例では、この問題を避けるため、PIV の計測データ点に合わせて CFD 解析結果を内挿した上で、比較を行っている。また、同一のグラフィックソフトウェア、同一設定のベクトル/カラーバーを使って比較を行い、これらのグラフ化における細かい設定を完全に一致させることにより両者の公正な比較が出来るように配慮した。通常、実験と CFD 解析は別々の担当者が実施し、かつデータの表示も個別に行う例が多いため、このような表示の統一化にも注意を払う必要がある。

4.4 計測/解析両者の不確かさ

CFD 検証全般にいえることだが、実験データ、CFD データ双方の不確かさを解析を行い、両者の誤差幅を把握した上で、比較・評価を行うことが重要となる。不確かさレベルを評価せずに、それよりも小さい差異を議論しても意味がないのは言うまでもない。上記の 2 つの比較例においても、計測/解析結果両者の不確かさの評価が今後の課題である。

5. まとめ

本稿では、CFD コード検証のための実験データ計測ツールとしての粒子画像流速測定法(PIV)の可能性について、2 つの非定常性を含む流れ場に関する PIV/CFD 比較例を通じて検討を行った。特に非定常流 CFD 検証における有効性について調べた。

これらの比較検討の結果、PIV データが定常流 CFD コード同様、非定常流コードの検証においても非常に有用であ

ることが示された。両者の不一致が発見された場合、積分量ではなく詳細な空間分布が比較できるため、不一致の原因に関する有益な情報が得られる点が特に有効であると考えられる。一方、PIV データをこのような用途で使用する場合には、PIV/CFD 両者の空間分解能の違い、時間分解能の違い、データの不確かさ等を十分考慮して公正な比較を行うことが重要である。このような配慮をした上で、CFD コード検証目的での PIV の利用をさらに推進し、CFD との連携を進展させることにより、両者の相補的な発展が期待できるものと考えている。

最後に、PIV 計測においてご協力いただいた IHI エアロスペースエンジニアリング 橋本拓郎氏、JAXA 新型航空機技術開発センター 郭東潤氏、東京大学大学院 城武雅氏、JAXA 風洞技術開発センター低速風洞チーム各位、CFD 結果との比較に関して有益なコメントとサポートを頂いた JAXA 情報技術開発共同センター 山本一臣氏に深く感謝の意を表す。

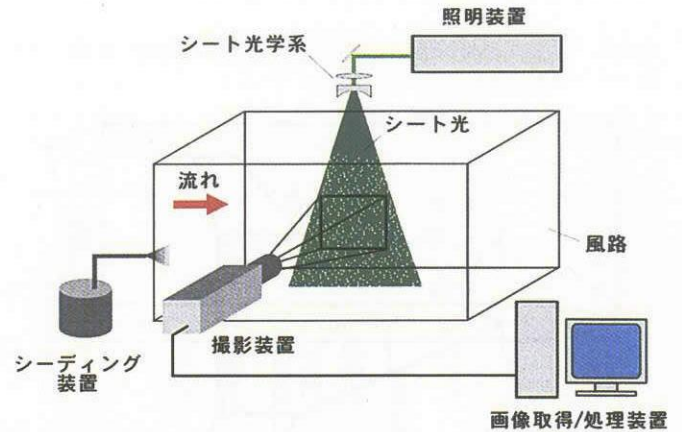


図1 風洞における PIV の実験配置

文献

- 1) Street, C. L., et al., "In Search of the Physics: The Interplay of Experiment and Computation in Airframe Noise Research; Flap-Edge Noise," AIAA Paper 2003-0977, 2003.
- 2) Adrian, R. J., "Particle-Imaging Techniques for Experimental Fluid Mechanics," *Annu. Rev. Fluid Mech.*, 1991, pp. 261-304.
- 3) Raffel, M., et al., "PIV の基礎と応用 (Particle Image Velocimetry - A Practical Guide)", シュプリンガー・フェアラーク東京, 2000.
- 4) Kompenhans, J., et al., "Particle Image Velocimetry in Aerodynamics: Technology and Applications in Wind Tunnels," *J. Visualization*, Vol. 2, Nos. 3/4, 2000, pp. 229-244.
- 5) 渡辺重哉, 加藤裕之, 橋本拓郎, "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講演集, 2003.
- 6) Watanabe, S. and Kato, H., "Stereo PIV Applications to Large-Scale Low-Speed Wind Tunnels," AIAA Paper 2003-0919, 2003.
- 7) Kato, H., et al., "Application of Stereoscopic PIV to Helicopter Rotor Blade Tip Vortices," *Proc. 20th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities (ICIASF)*, 7.1, 2003.
- 8) Arnott, A., et al., "Multi-Window PIV for High-Lift Measurements," *Proc. 20th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities (ICIASF)*, 2.3, 2003.
- 9) Watanabe, S., et al., "Stereoscopic PIV Measurements of Leading Edge Separation Vortices on a Cranked Arrow Wing," *Meas. Sci., Technol.*, Vol. 15, 2004, pp. 1079-1089.
- 10) Lei, Z., "Effect of RANS Turbulence Models on Computation of Separated Flows over a Wing-Body Configuration," *Proc. Sixth World Congress on Computational Mechanics*, Sep. 2004.
- 11) 榎本俊治他, "高揚力装置周りの騒音解析に向けて," 第42回飛行機シンポジウム講演集, 1A6, 2004.

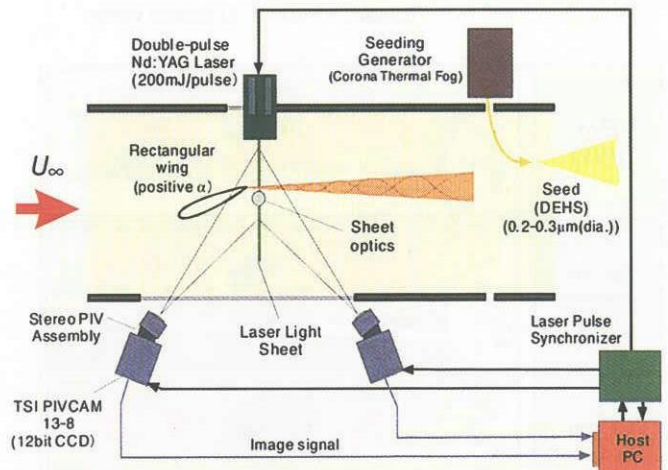


図2 ステレオ PIV 機器セットアップ図(平面図)
(矩形翼翼端渦生成過程の計測の場合)

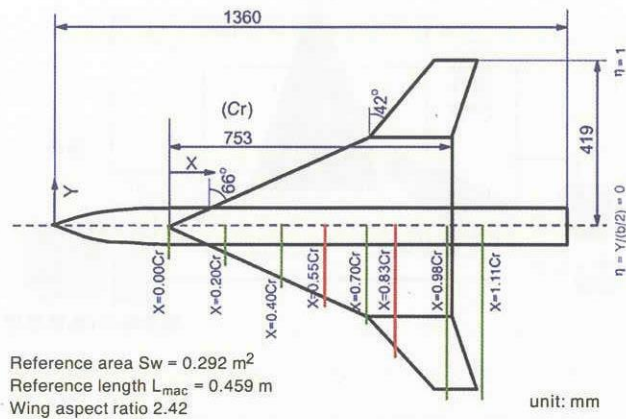


図3 クラント・アロー翼模型 (平面図)
 (緑および赤のラインが PIV 計測断面)

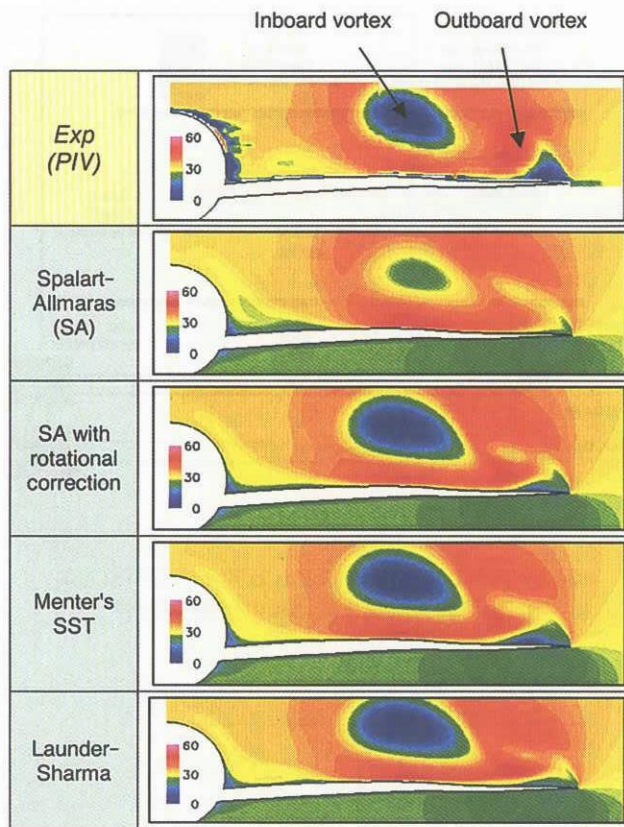


図4 クラント・アロー翼の前縁剥離渦流れ：
 平均速度絶対値分布の PIV/CFD 比較
 $(\alpha=20^\circ, Re_{mac} = 9.2 \times 10^5, x/Cr=0.83)$

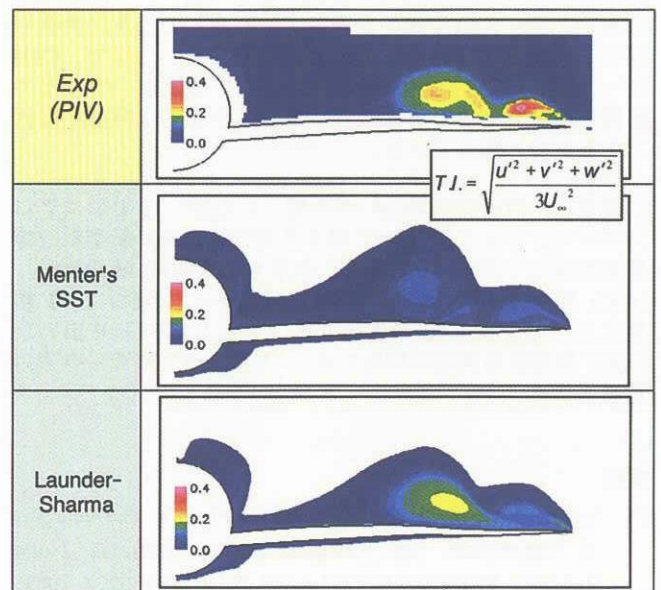


図5 クラント・アロー翼の前縁剥離渦流れ：
 乱流強度分布の PIV/CFD 比較
 $(\alpha=20^\circ, Re_{mac} = 9.2 \times 10^5, x/Cr=0.83)$

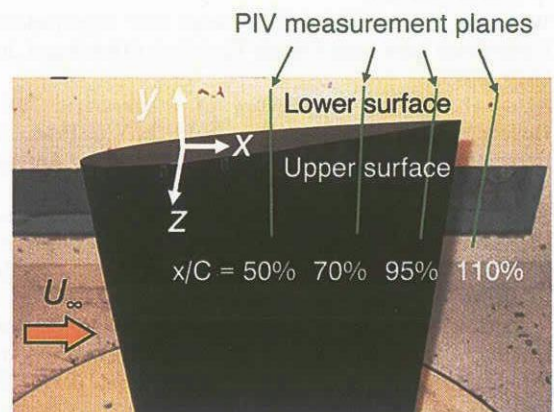
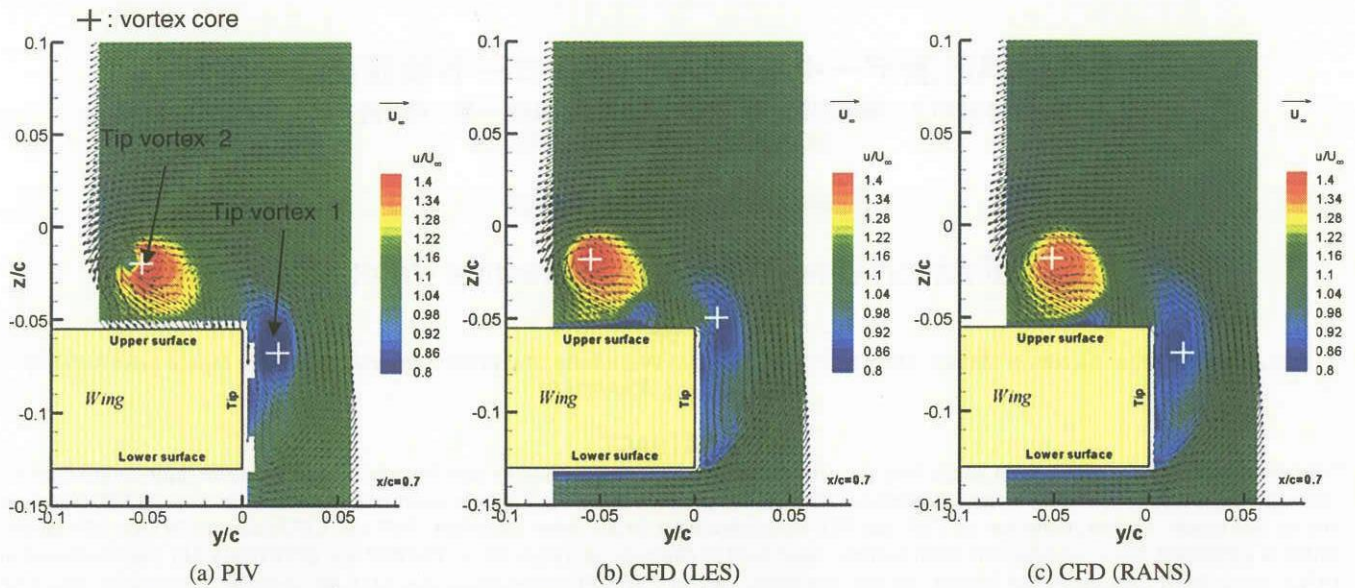
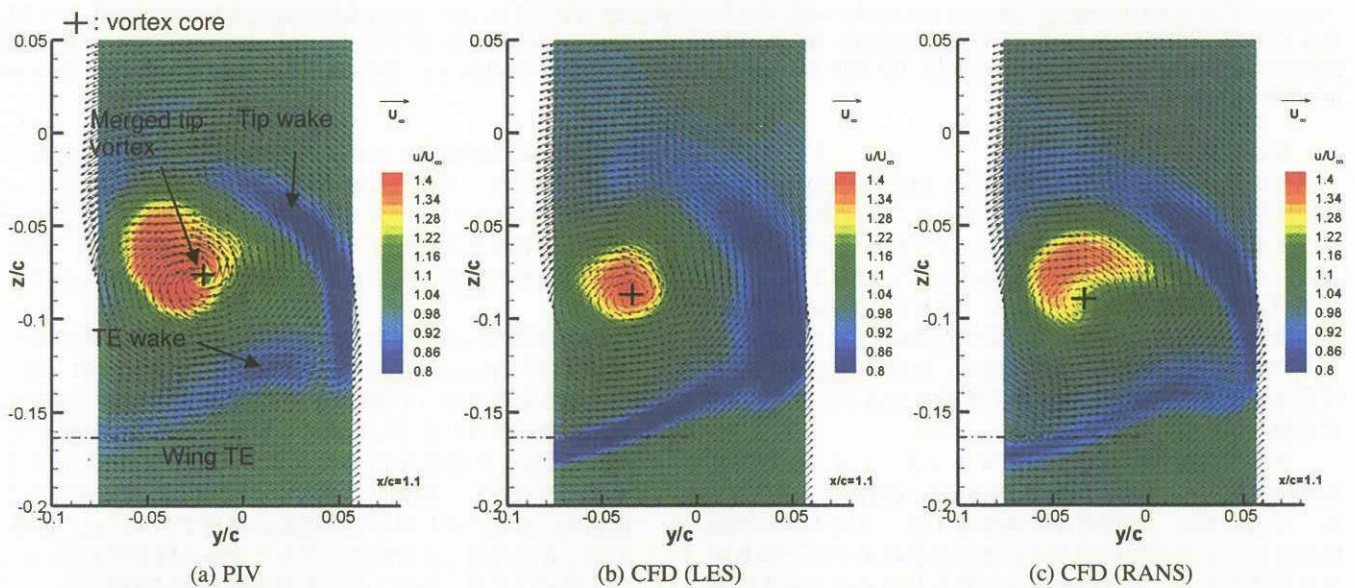
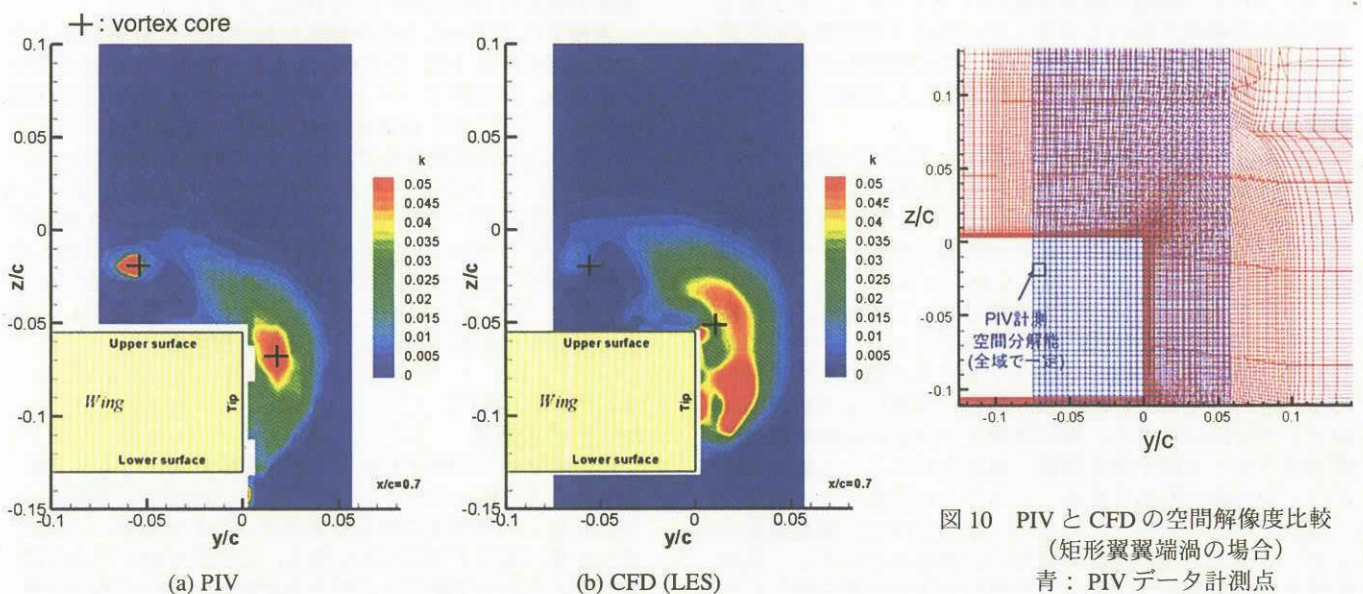


図6 NACA0012 半裁矩形翼模型の JAXA 2m×2m
 低速風洞設置状況

図7 矩形翼翼端渦の生成過程：平均速度分布のPIV/CFD比較 ($\alpha=12^\circ$, $Re_c = 1.7 \times 10^6$, $x/c = 70\%$)図8 矩形翼翼端渦の生成過程：平均速度分布のPIV/CFD比較 ($\alpha=12^\circ$, $Re_c = 1.7 \times 10^6$, $x/c = 110\%$)図9 矩形翼翼端渦の生成過程：乱流エネルギー分布のPIV/CFD比較 ($\alpha=12^\circ$, $Re_c = 1.7 \times 10^6$, $x/c = 70\%$)図10 PIVとCFDの空間解像度比較
(矩形翼翼端渦の場合)
青：PIVデータ計測点
赤：LES/RANS計算格子