

3D05 定常ステレオPIVによるCRM-HL 8%主脚模型の 後流速度分布計測

○小澤雄太, 伊藤靖, 高石武久 (JAXA) ,
下田啓司 (IHIエアロスペース・エンジニアリング) , 平井亨 (菱友システムズ)

Velocity Field behind the CRM-HL 8% Landing Gear Model Measured by Steady Stereo-PIV measurement

Yuta Ozawa, Yasushi Ito, and Takehisa Takaishi (JAXA)

Keiji Shimoda (IHI Aerospace Engineering Co., Ltd.), and Tohru Hirai (Ryoyu Systems Co., Ltd.)

Key Words : Airframe Noise, Main Landing Gear, Stereo-PIV

Abstract

As part of developing airframe noise reduction technologies, the wake flow behind the main landing gear, one of the major aircraft noise sources at landing approaches, was visualized utilizing steady stereoscopic Particle Image Velocimetry (PIV) measurement. A detailed main landing gear model, designed by NASA for the High-Lift Common Research Model (CRM-HL) representing a typical commercial aircraft in landing and takeoff configurations, was installed on a ground plate. Velocity distributions in the wake were measured in cross-sections perpendicular or parallel to the free stream. The statistical results of the velocity distributions captured key features of the shear layers and recirculation zones in the wake, showing good agreement with Computational Fluid Dynamics (CFD) simulations replicating the wind tunnel conditions.

1. 緒言

航空輸送量は今後も増加傾向であり、空港周囲の環境騒音悪化を防ぐためには旅客機の低騒音化が重要な課題である [1]。旅客機から発生する騒音はエンジン騒音と、着陸装置 (脚) や高揚力装置から発生する機体騒音に大別される。前者は高バイパス比エンジンの開発により低騒音化が進んでいる。そのため、エンジン出力が小さくなる着陸進入時には、機体騒音が卓越している状況であり、その低騒音化が必要である [2]。特に脚は、大きな旅客機ほど機体騒音における寄与度が高い [3]。脚は、複雑な幾何形状と複数の構成部品 (脚柱、車輪、ブレーキ、トルクリンク等) を有し、これらに起因する流れの剥離や相互干渉が強い音源となることが報告されている [4]。従って、脚から発生する騒音騒音の現象理解と、形状改良やフェアリング装着による低騒音化の検討が進められてきた [5]。しかし脚周りの非定常流れは極めて複雑であり、音源となる流体现象の把握や、それに基づいた低騒音化設計指針の確立には、詳細な実験・数値解析による脚騒音の体系的な解析が必要である。

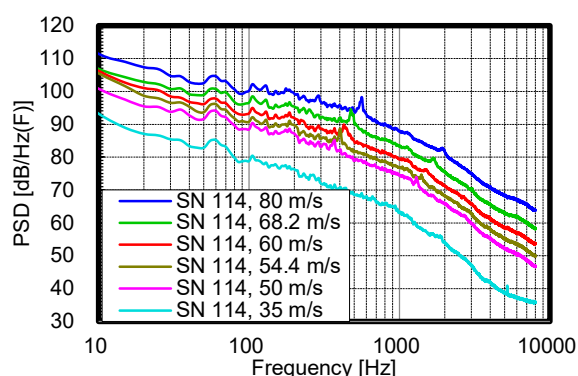
JAXAではこれまで、2輪主脚を有するビジネスジェット機をベースとした実験用航空機「飛翔」を対象として機体騒音の低減技術を実証し [6]、より大型のリージョナル機へ低騒音化技術を発展させた [7]。現在はさらに中型旅客機を対象として、4輪主脚での脚騒音低減に向けた研究開発を進めている。その目的

の一つとして、特定の機体に限らず普遍的な低騒音化技術であることを示すことを掲げている。その一環として、Computational Fluid Dynamics (CFD) 解析技術検証などに使える風洞試験データの公開も目指している。そのための一般的な機体形状として、高揚力構成の共通研究モデル High-Lift Common Research Model (CRM-HL) [8] を採用した。主脚が搭載可能となっており、主脚形状はNASAが設計した詳細主脚形状を選択した [9]。JAXAでは風洞試験模型として、CRM-HL 8%半裁模型と4輪主脚模型を製作した。主

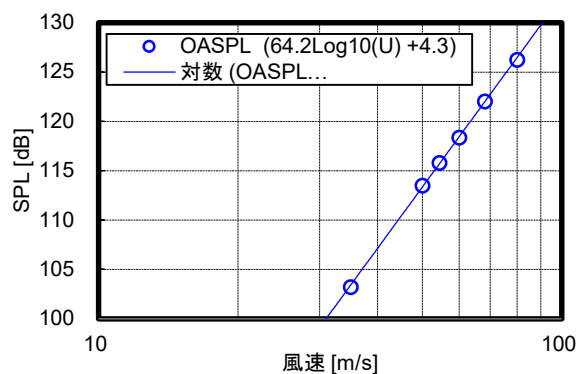


図1 CRM-HL 8%主脚模型

脚模型は、半裁模型に搭載するだけでなく、単体模型（図1）としての風洞試験が可能であり、騒音計測を行った [10]。図2はJAXA多目的低騒音風洞で計測した4輪主脚模型の騒音スペクトルと全音圧レベル（OASPL）の速度依存性である。実機スケール、模型原点から1 m位置での値となるように換算している。測定位置は主脚模型直下位置である。図2(a)より風速68.2 m/sでは実機スケール500 Hzにおいて、車軸部からの音に起因すると思われる狭帯域音を観測した。図2(b)の実線は近似直線であり、凡例に近似式を示す。若干のばらつきは見られるものの、概ね主流速度 U の6.4乗に比例していることが分かる。本風洞では、これまで様々な主脚模型を用い、その遠方場騒音特性を実験により明らかにしてきた（例えば [7]）。その一方で、それら主脚模型の流れ場の可視化はこれまで実施しておらず、流れ場を含めた現象理解はCFD結果を元に行っていた。本研究では、実現象としての流れ場の理解と、CFD解析の検証用データを得ることを目的として、CRM-HL 8%主脚模型の定常ステレオParticle Image Velocimetry (PIV) 計測を行い、風洞試験を模擬したCFD解析結果との比較を行った。主脚模型周りの流れ構造および支配的な音源機構を定量的に評価し、将来的な騒音低減設計への知見を提供することを目指す。



(a) 騒音スペクトル



(b) 全音圧レベル

図2 主脚模型直下位置における騒音スペクトルと全音圧レベルの速度依存性

2. 風洞試験

風洞試験にはJAXAの多目的低騒音風洞を使用した。本風洞は開放型で、出口面が600 mm × 600 mmの縮流ノズルが5.8 m × 13.0 m × 2.5 mの無響室内に設置されている。図3はPIV計測時の風洞テストセクションの概観である。図中左側に縮流ノズルがあり、供試体模型およびPIV計測機材等を周囲に配置した。PIV計測の作業性確保のため、供試体模型を上下反転させた状態で水平に置いた地面盤の上に設置した。

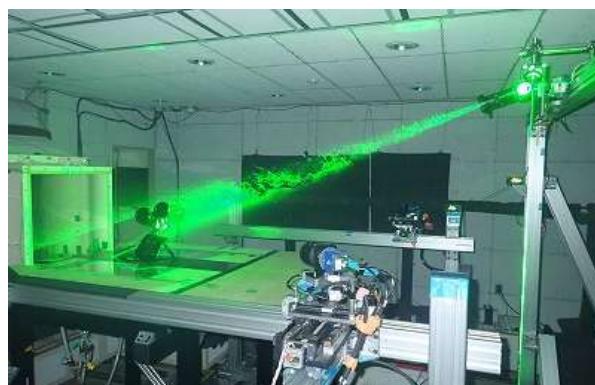


図3 風洞テストセクションの概観

2. 1. 供試体模型

本研究で用いたCRM-HL 8%主脚模型の原形は、NASAのウェブサイトで公開されている簡易的なCRM-HL主脚形状とは別に、NASAが設計したCRM-HL右舷主脚の10%スケール風洞模型である。NASAはこの主脚を搭載したCRM-HL半裁模型での騒音計測試験を実施している [11]。JAXAが製作したCRM-HL 8%半裁模型に取り付けて試験を行うことが出来るよう、0.8倍にスケールダウンしたものが本試験で使用したCRM-HL 8%主脚模型である。

図4に模型概要と座標系を示す。模型は右舷主脚本体、模型支持部品から成り、主脚収納ベイの一部を模擬したキャビティと、反対側に整流フェアリングを組み込んだ平面地面盤を使用する。模型本体は光造形により製作し、最大風速80 m/sに耐えられるよう、模型内部の芯金・模型支持部品・平面地面盤等の荷重パスには金属部材を使用した。地面盤と脚柱の取付角は、流れ方向下流に4.41°、内舷方向に11.92°の傾きを持つ [10]。NASA模型を踏襲し、ボギーは仮想地面に対し+13°（脚柱に対し20.31°）の、頭上げの状態をデフォルトとした [9, 11]。また、PIV計測時に模型表面でのレーザ光の反射を防ぐため、艶あり黒塗装を施した。

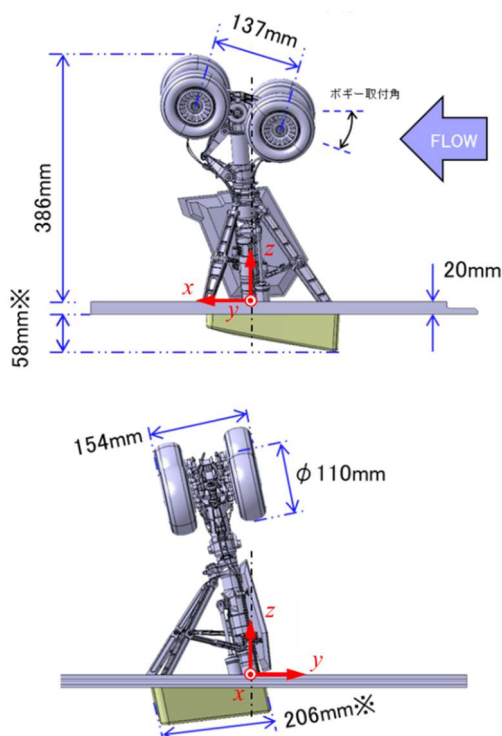


図4 CRM-HL 8%主脚模型概要と座標系

2. 2. 座標系

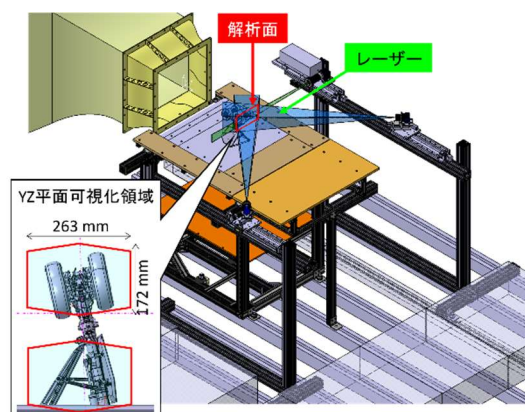
座標原点を模型脚柱と地面盤の交点とした。原点は、ノズル出口面から下流側に650 mm、ノズル中心軸から側方に65 mmに位置する。+x軸を風洞主流方向（下流方向を正）、+z軸を地面盤法線方向（地面盤上面から離れる方向を正）、+y軸を右手系で定義されるこれらに垂直な方向とした。

2. 3. PIV計測系

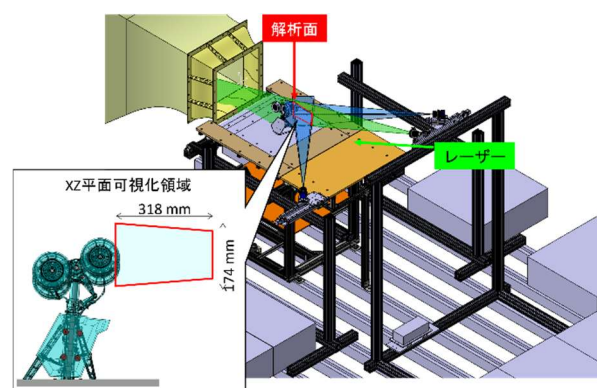
本研究では主脚模型後流を対象として、定常の二次元3成分ステレオPIV計測を、主流に垂直なyz平面と主流に平行なxz平面で行った。図5に、それぞれの平面における計測セットアップの概観と可視化領域を示す。アルミフレーム製の計測架台を地面盤左右に設置し、2台のカメラおよびレーザー光学系をそれぞれ載せた計3台のトラバース装置を計測架台上に固定した。これにより通風中に順次計測平面の移動が可能となり、yz断面はx方向に、xz断面はy方向に複数断面の計測を実施した。シーディングレイクは縮流ノズル内部の整流金網の下流側（2 m × 2 m 断面）に設置し、耐圧ホースを介して無響室内に設置した粒子生成用のラスキンノズルと接続した。シードにはDOS (Diocetyl-Sebacate, DEHS)を用いた。

2台のカメラ(Image SX 9M, LaVision)には、シャインブルーフマウントを介して単焦点レンズ(Nikkor 85 mm f/1.4D IF)を固定した。光源は波長532 nm, 最大出力200 mJ、最大繰返し周波数15 Hzのダブルパルスレーザー(EverGreen2 EVG00200, Quantel laser)を採用し、

DaVis10によりPIV計測を行った。撮影周波数は8 Hzとし、1ケース当たり500ペアの粒子画像(3,360 × 2,712 pixel)を撮影した。



(a) YZ平面



(b) XZ平面 (図3に対応)

図5 PIV計測セットアップ

2. 4 計測条件

本研究で使用した主脚模型は、CRM-HL 8%半裁模型に搭載できるよう設計されており、同半裁模型を用いたJAXA風洞における試験風速と同じく、68.2 m/s (Mach 0.2)とした。このときのダブルパルスレーザー光のdtは粒子が3~4 pixel程度移動する7.3~6 μsとした。

yz断面の画角は幅263 mm × 高さ172 mmであり、主脚模型のタイヤ部がすべて画角に含まれる。画角中心高さは図5(a)中に示すz = 320, 80 mmの2ケースであり、各画角中心高さにおいて、トラバース装置を利用してx = 150, 250, 350 mmの3断面のPIV計測を行った。

xz断面の画角は幅318 mm × 高さ174 mmであり、主脚模型のタイヤ後端から下流側に設定した。画角中心高さは図5(b)中に示すz = 320 mmのみであり、トラバース装置を利用してy = -35, 45, 55, 90, 165 mmの5断面のPIV計測を行った。xz断面ではレーザーシート光が模型に直接入射し、反射光の影響が大きいため、反射光が比較的少ない上述の5断面を選定している。

2. 5. PIV解析条件

粒子画像の解析には、PIV計測と同様にDaVis10を使用した。各カメラで撮像した粒子画像をキャリブレーションに基づいて視差補正し、マルチパス相互相関解析により速度ベクトルを算出した。マルチパス解析では1回目の相互相関計算を64 pixel×64 pixelの検査領域を50%のオーバーラップで設定し、2回目の相互相関計算を32 pixel×32 pixelの検査領域を50%のオーバーラップとした。また、速度ベクトル算出時にメディアンフィルタによる速度ベクトル補正を行った。最終的な速度ベクトルの算出間隔は2次元平面内の縦横方向ともに1.01 mmである。加えて、500枚の速度ベクトル場の標準偏差を用い、各段階で求めた標準偏差の±5倍を超えるものは外れ値として除去した。

3. CFD解析

PIV計測結果と比較するため、非定常CFD解析を実施した。格子ボルツマン法のCFDソルバーであるDassault Systèmes製SIMULIA PowerFLOW Version 6-2020-R5を用い、Very Large Eddy Simulation (VLES)解析を行った。模型形状はCRM-HL 8%主脚模型のベースライン形態と同様であり、座標系も2.2節で定義した模型座標系と同じである。計算条件は、風洞試験を模擬するように設定し、流入速度を68.2 m/s、基準長を0.1096 m (8%スケールでのタイヤ直径)とした。また、参照圧力と温度は、ICAO Annex 16 Environmental Protection Volume 1 Aircraft Noise」の§ 3.6.1.5の条件にもとづいて、1013.25 hPa, 25 °Cとした。

4. 結果

4. 1. 模型なし時の測定部流速分布

主脚模型後流の計測に先立って、本研究で構築したPIV計測システムの動作確認と、主流の気流特性評価を目的として、模型なしの計測を実施した。図6は、yz断面（画角中心 $z=80$ mm）の $y=0$ mmの位置における境界層流速分布である。PIVで計測された流速は、設定風速で無次元化した。境界層厚さは $x=150$ mm位置で約12 mmであり、下流に向かって徐々に厚くなる。従って、PIV計測により妥当な流速分布を取得できたと思われる。また、主流流速はPIVの方が設定風速と比較して1%程度低い。これはノズル差圧を基に風速を設定していたため、実際の主流流速と差異が生じたことが原因と考えられる。

4. 2. yz断面

図7は $x=150$ mmのyz断面において、3次元速度ベクトルのうちx方向成分の平均流速と標準偏差について、PIV計測結果とCFD解析結果を比較した結果である。

PIV計測結果とCFD解析結果を比較した結果である。平均値と標準偏差共に良好な一致を示した。PIV計測結果の方が空間的に若干鈍った傾向にあるのは、速度ベクトルの算出間隔の影響などが考えられる。標準偏差の分布についても車輪や脚柱後流の複雑な流体変動をよく再現しており、CFD解析結果の検証データとして十分な質をもつことを確認した。

図7の平均流速分布中の1点鎖線は、ボギー対称軸を示す。PIV計測とCFD解析のそれぞれにおけるボギー対称面に着目すると、CFD解析では死水領域がボギーに対して対称に形成されているのに対して、PIV計測では死水領域が下側に広がり低速領域が若干拡大した。考えられる理由については次節で述べる。

また、右側のタイヤ横付近に非物理的な低速領域とそれに対応して標準偏差の高い領域が観測された。これは模型表面におけるレーザ光の反射により、粒子画像上で粒子が認識できなかったことによる。

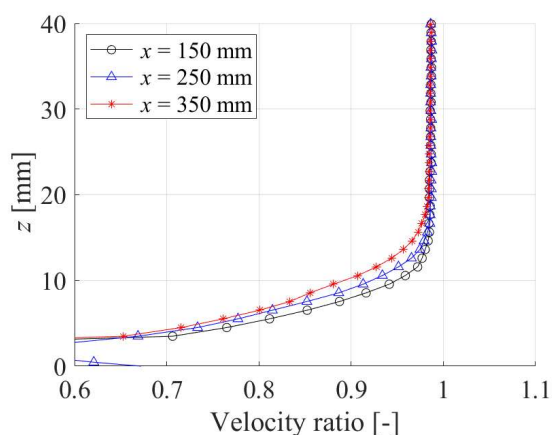


図6 yz断面における模型なし時の境界層流速分布の比較

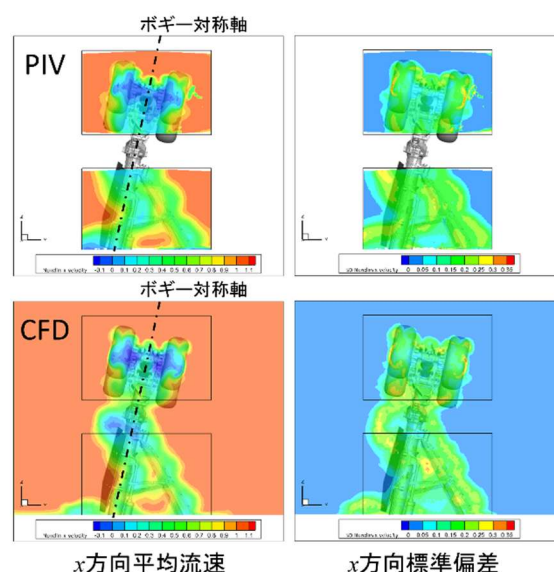


図7 yz断面($x=150$ mm)におけるPIVとCFDの比較

4. 3. xz 断面

図8は xz 断面において、3次元速度ベクトルのうち x 方向成分の平均流速を比較した結果である。PIV計測結果とCFD解析結果の分布は、傾向は概ね一致しているが、 yz 断面に比べると両者での違いが大きく見える。主脚模型を横切る $y=55\text{mm}$ の計測・解析断面において、 x 方向の平均流速のせん断層の位置は概ね一致しているが、その下側に分布する主脚下流の死水領域はPIV計測結果の方が広い。この差異について図7で示した yz 断面の x 方向平均値と合わせて議論する。図7ではボギー対称面に対して非対称な死水領域が観測されており、 xz 断面のPIV計測結果において死水領域が広く見えるのは、左右対称ではない死水領域を観測しているためと考えられる。PIV計測における死水領域が左右対称ではない理由として、計測時の気流迎角等が若干ずれていた可能性がある。

5. 結言

本研究では、CRM-HL 8%主脚模型周りの流れ場理解とCFD解析の検証データを得ることを目的として、定常ステレオPIV計測を行った。PIVとCFD解析結果の比較から、 yz 断面および xz 断面の双方において、平均流速分布および標準偏差分布は良好な一致を示した。PIV計測ではCFD結果と異なり、ボギー対称面に対して非対称な死水領域を観測した。今後、本計測結果とCFD解析結果の比較を進め、風洞試験およびCFD解析結果の妥当性について議論を進めたい。また、空力音と関連する流体変動を正確に評価するため、同供試体模型の時系列PIV計測を予定している。

参考文献

1. R.N. Lawton, D. Fujiwara, Living with aircraft noise: Airport proximity, aviation noise and subjective wellbeing in England, *Transp. Res., Part D, Transp. Environ.* 42 (2016) 104–118.
2. M. Choudhari, D. Lockard, Simulations & measurements of airframe noise: A banc workshops perspective, in: *Specialists Meeting on “Progress and Challenges in Validation Testing for Computational Fluid Dynamics” (AVT-246)*, 2016, no. NF1676L- 23007.
3. Takaishi, T., Kobayashi, T., Ikuta, Y., Imamura, T., and Kawase, Y., "Development of Aircraft Noise Simulation Framework J-FRAIN Based on Component-Wise Sound Source Models," *Noise Control Engineering Journal*, Vol. 72, No. 4, July 2024, pp. 275-296, DOI: 10.3397/1/377221.
4. W. Dobrzynski, R. Ewert, M. Pott-Pollenske, M. Herr, J. Delfs, Research at DLR to-towards airframe noise prediction and reduction, *Aerosp. Sci. Technol.* 12 (1) (2008) 80–90.
5. Zhao, K., Okolo, P., Neri, E., Chen, P., Kennedy, J., & Bennett, G. J.. Noise reduction technologies for aircraft landing gear A bibliographic review. *Progress in Aerospace Sciences*, 112, (2020), 100589.
6. Takaishi, T., Kumada, T., Yokokawa, Y., Ito, Y., Murayama, M., Sakai, R., Shimada, A., and Yamamoto, K., “Further Noise Reduction Design for Landing Gear toward FQUROH Second Flight Demonstration,” *AIAA Paper 2018-3300*, (2018) *AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Atlanta, GA, (2018), DOI: 10.2514/6.2018-3300.
7. Ito, Y., Takaishi, T., Shoji, H., Shimada, A., Hayashi, K., and Ueno, Y., “Further Noise Reduction of Regional Jet Two-Wheel Main Landing Gear,” *Journal of Aircraft*, DOI: 10.2514/1.C038001, in press.
8. Lacy, D. S., and Sclafani, A. J., “Development of the High Lift Common Research Model (HL-CRM): A Representative High Lift Configuration for Transonic Transports,” *AIAA Paper 2016-0308*, *AIAA SciTech Forum*, (2016), 2016-0308.
9. Fell, J., and Rhew, R., “Development of the 10% NASA High-Lift Common Research Model (CRM-HL),” *AIAA Paper 2021-0385*, *AIAA SciTech 2021 Forum*, January (2021), DOI: 10.2514/6.2021-0385.
10. Ito, Y., Takaishi, T., Ozawa, Y., and Hirai, T., “Aeroacoustic Characteristics of Stand-Alone Main Landing Gear of High-Lift Common Research Model,” 2025 *AIAA AVIATION Forum*, Las Vegas, NV, July 2025, to be presented.
11. Lockard, D. P., Turner, T. L., Bahr, C. J., and Hutcheson, F. V., “Overview of Aeroacoustic Testing of the High-Lift Common Research Model,” *AIAA Paper 2021-2113*, *AIAA AVIATION 2021 FORUM*, July (2021), DOI: 10.2514/6.2021-2113.

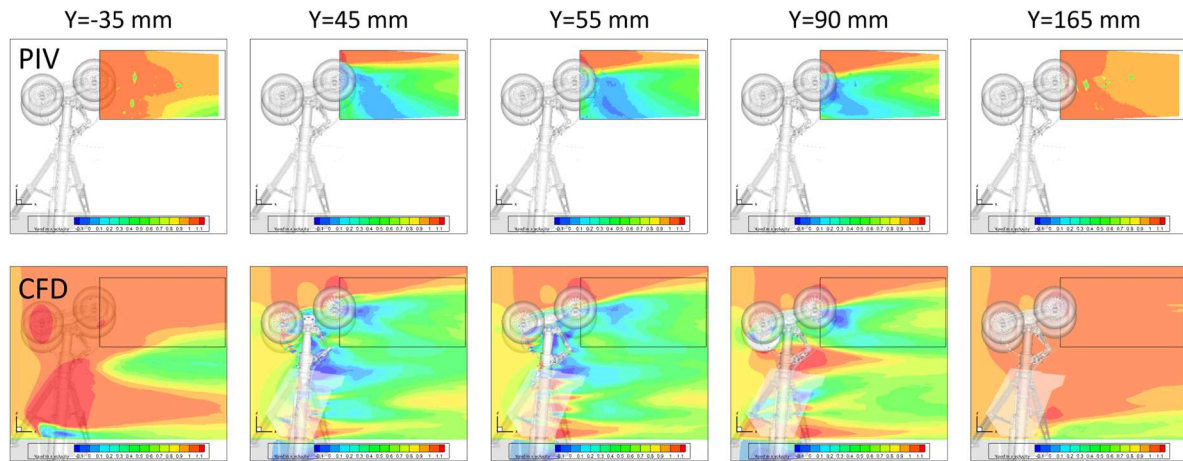


図8 各y方向位置におけるxz断面のPIVとCFDの比較