

MD-11型機のバルク・カーゴ・ドア位置での転落事故に対する 強風の影響

平岡 克己^{*1}, 岡田 諭士^{*2}, 新井 啓之^{*2}

Influence of Strong Wind on the Fall Accident at the Bulk Cargo Door Position of an MD-11 Airplane

by

Katsumi HIRAOKA, Satoshi OKADA, and Nobuyuki ARAI

(Received on March 27, 2003 & accepted on July 22, 2003)

Abstract

At the Fukuoka airport under strong wind, a veteran worker, who was checking the rock pin of the bulk cargo door of an MD-11 airplane, fell down. In order to investigate the relationship of this fall accident and strong wind, a wind tunnel experiment and numerical computations using Fluent were carried out. Using a 1/100 scale model of the airplane, velocity distribution was measured by a hot wire probe. Calculating the three-dimensional inviscid incompressible flow, a flow field was obtained. It was shown that when there is a side wind against the airplane axis, a strong blow with complex vortices occurs on the leeward rear side of the fuselage. It is considered that such a strong wind broke down the worker's balance and led to the fall accident.

Keywords: Strong Wind, Fall Accident, Airplane, Wind Tunnel Experiment, Numerical Calculation

1. まえがき

2002年3月21日(木)朝6時10分、福岡空港に強風注意報が発令された。38ノット(20m/s)のガストを伴った風向160度25ノット(13m/s)の風が吹き始めた。福岡空港では、早朝の出発準備であわただしく、地上整備会社は、強風対策要領で定められた作業手順に従って地上作業を休むことなく続けていた。後で分かるところだが、この日九州各地は花嵐となり、黄砂が降って交通機関は終日混乱する程の強風が吹いた。

福岡空港9番スポットでは、日本航空380便、7時30分発成田空港行きボーイングMD-11型機の出発作業が少し遅れていた。出発時間を少し過ぎた7時31分頃、後部のバルク・カーゴ・ドア位置で中腰のままドアのロック・ピンの確認をしていたベテラン作業員が、高さ1.85mのベルト・ローダ先端から転落した。作業員は重傷を負い、重大な労働災害となった。当時、気象は降雨を伴う強風で、37ノット(19m/s)のガストを伴った風向170度26ノット(13.4m/s)の風になっていた。

転落原因は、作業の遅れで時間に追われていたこともあるが、ベルト・ローダが濡れていたことに加えて強

Table 1 Criterion for work at strong wind (extract)

Warning	平均風速 25 ノット (13m/s) 以上が予測されるとき、注意喚起、基本作業の遵守。
Condition I	平均風速が 25 ノット (13m/s) を越えたとき、ドアの開閉に十分注意する。
Condition II	平均風速が 35 ノット (17m/s) を越えたとき、落下防止用の紐を使用する。
Condition III	平均風速が 40 ノット (20m/s) を越えたとき、ドアの開閉を禁止し、作業を中断する。

風によるバランスの崩れではないかと考えられている。

地上整備会社の作業時の強風対策要領の一部をTable 1に示す¹⁾。この強風対策要領はドアの設計荷重を基準に定められており、駐機中の飛行機周りの風を詳しく調べて定めているわけではない。そこで、今後の強風時の作業要領の見直しにつなげるために、この作業員の転落事故と強風の関係について調査して欲しいという依頼を地上整備会社から受けたが、駐機中の飛行機周りの風について調べられている資料がないので、流れの様子を詳しく調べて考察した。

福岡空港9番スポットに駐機中の飛行機に風向170度の風が吹いていると、飛行機の機軸に対して時計回りに測って95度の風が右側から吹いていることになる。

*1 工学部航空宇宙学科助教授

*2 工学研究科航空宇宙学専攻博士課程後期大学院生

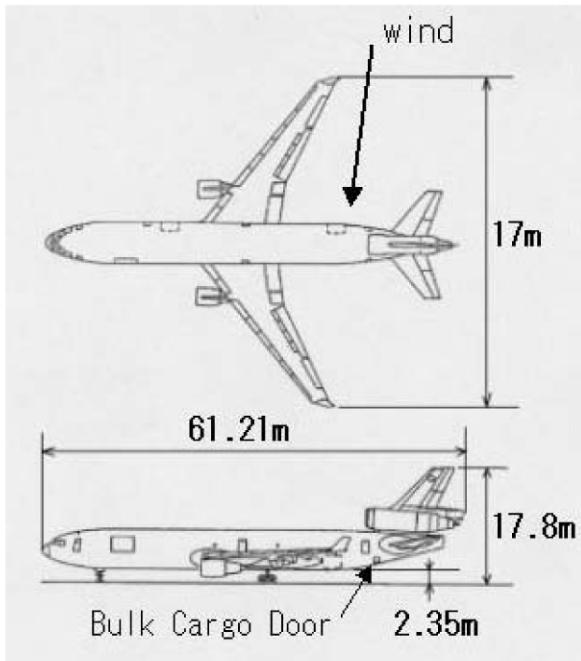


Fig. 1 MD-11 airplane

MD-11 の後部バルク・カーゴ・ドアは Fig.1 に示したように水平尾翼付近にあり、転落事故現場は胴体の風下側のドア位置である。

機軸に対してほぼ 90 度の風が吹いている場合、胴体を地面上に置かれた二次元の円柱と考えると、地面下の鏡像の影響を加えてポテンシャル流れで簡単に流速を求める事ができる²⁾。胴体直径 6m の円柱を地上高 2.35m と地面下 2.35m の位置に置いて、転落時の高さである地上高 1.85m の位置の最大流速を求めるとき、胴体直下で一様流速の 1.9 倍になることが分かる。従って、飛行機に横風が吹いた場合、胴体下部の風下側では一様流速よりも速くなり、吹き上げの風が吹くことが分かる。この吹き上げの風が転落事故に繋がっていると考えられる。

今回、二次元ポテンシャル流れでは見積もることができない飛行機の形状と渦流の影響を考慮するために、風洞実験と数値計算により流れ場を求め、流速の見積もりを行ったので、その方法と結果について報告する。

2. 実験

2.1 実験方法

駐機中の飛行機周りの流速を測定するために本実験では一次元熱線流速計を使用した。熱線プローブは三次元トラバース装置で任意の計測点に移動させた。

実験は航空宇宙学科のゲッチング型低速風洞装置で行った。風洞計測断面は $1.0\text{m} \times 1.5\text{m}$ であり、実験は一様流速が $U_0=25\text{m/s}$ で行った。この流速付近での一様流速の乱れはおよそ 0.2% 程度である。実験では、日本航空株式会社から借用した 1/100 スケールの MD-11 型機模型を用いた。機体の全長を代表長とした時のレイノルズ数はおよそ 1.0×10^6 であり、実際の現象に対するレイノルズ数比は約 1/52 倍である。また、地上施設や建物等は無く

地面板のみを設置した。実験風景を Fig.2 に示す。地面板の先端からバルク・カーゴ・ドア位置まで約 1m であり、そこでの局所レイノルズ数は 1.6×10^6 程度となる。この値は平板の臨界レイノルズ数 5×10^5 を越えているので平板上では乱流境界層になっている。この位置での乱流境界層の厚さは、速度分布として 1/7 乗則を用いると 21.3mm 程度である³⁾。従って、機体下部の領域は地面上に発達した乱流境界層の影響を少し受けているが、実機の場合も同様に地面上の境界層の影響を受けており、特に異なる現象が現れるとは考えていない。

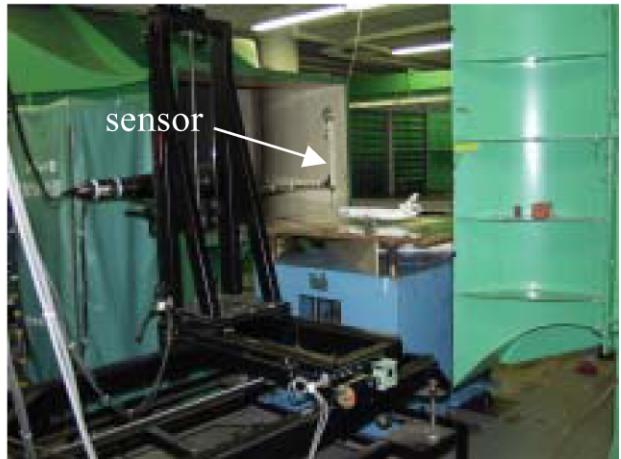


Fig.2 Schematic view of experiment



Fig.3 Wind directions

実験では計測領域を飛行機前部、主翼上面部、および飛行機後部の三部分に分けて流速を測定した。計測は、翼幅方向は胴体 1cm (実機では 1m に相当) の位置から主翼エンジン取り付け位置までを、高さ方向には主翼下部を除く地面から 5mm (実機では 50cm) から胴体の高さまで、機軸方向にはほぼ全長を計測した。計測間隔は縦、横方向共にそれぞれ体積内で 1cm 間隔 (実機では 1m) で測定した。また、実験は Fig.3 に示すように機軸に対する風向が反時計回りに 0 度、90 度および 135 度の三通りで行った。事故現場の流速は、実験結果では風向 90 度の場合の胴体風下側の流速にほぼ対応する。なお、実験結果の流速分布は一様流速 U_0 で割った割合で表し、データ表示には TECPLOT を利用した。

2. 2 実験結果及び考察

Fig.4 に、機軸に対する風向が 0 度での飛行機胴体から 1cm 離れた位置における流速分布を示す。この図から、飛行機の頭部の水平断面がほぼ橿円形をしているため、飛行機前部において流れが加速されている領域が存在する。主翼上面付近では主翼によって流れが加速されており、一様流速に対して 1.15 倍になっている。また主翼の後ろ側では主翼後流の影響のため流速が遅くなっている。実験で用いた 1/100 スケールの飛行機模型の翼断面形の座標値や製作精度は不明であるが、風向 0 度の場合の流速分布の特徴は、翼断面形が考慮されていると考えられ、使用した模型を用いて流れを調べることに特に問題はないと考えている。

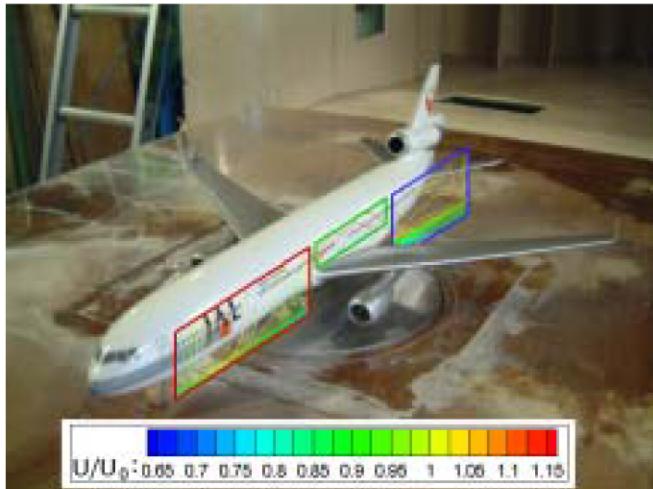


Fig.4 Velocity contour (0deg.)

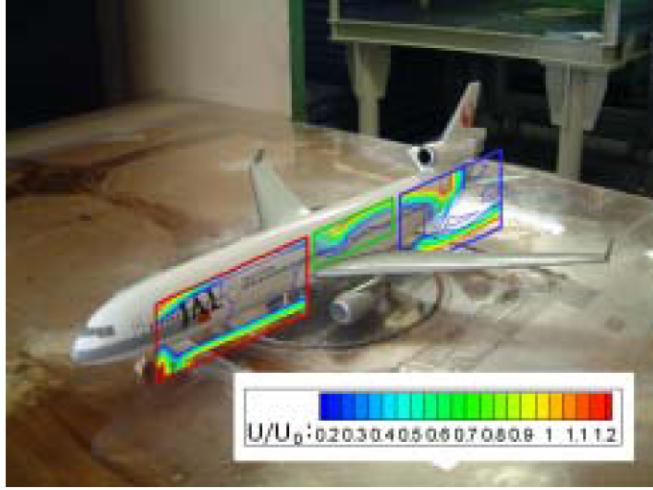


Fig.5 (a) Velocity contour of leeward side (90deg.)

Fig.5(a)および(b)に、風向 90 度での風下側の流速分布を示す。Fig.5(a)より、風下側は物体後流側なので流速は全体的に遅い値を示しているが、Fig.5(b)に示した様に胴体後部の下側と垂直尾翼付け根付近の胴体表面近くで流速が速くなり、風向 90 度での実験の中で最も流速が速くなっている。最大で一様流速の約 1.2 倍になっている。

Fig.6(a)および(b)に、風向 135 度での風下側の流速分布を示す。主翼位置の胴体上面付近と胴体後部下側の胴体

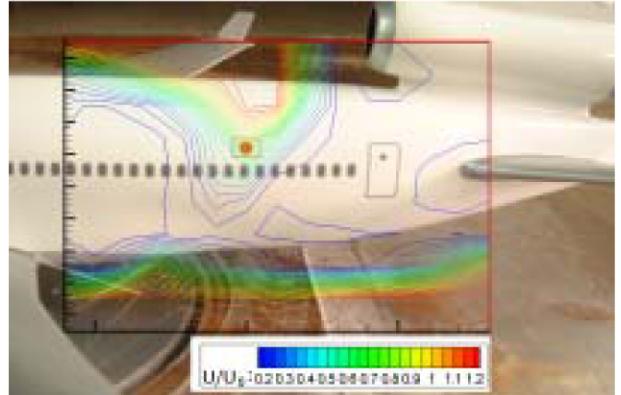


Fig.5 (b) Velocity contour of leeward rear side (90deg.)

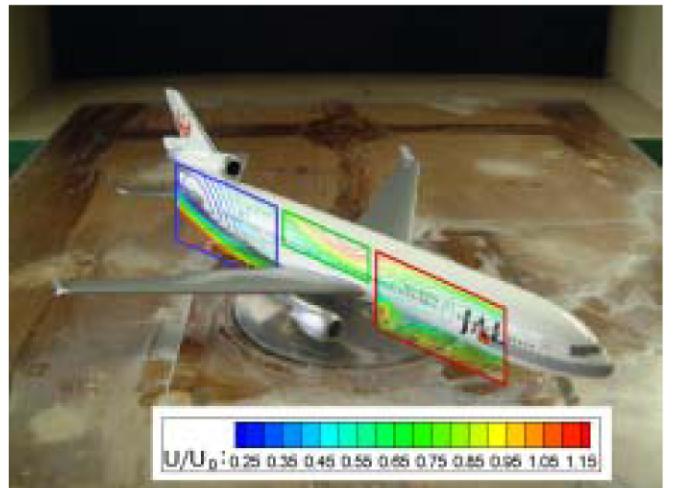


Fig.6 (a) Velocity contour of leeward side (135deg.)

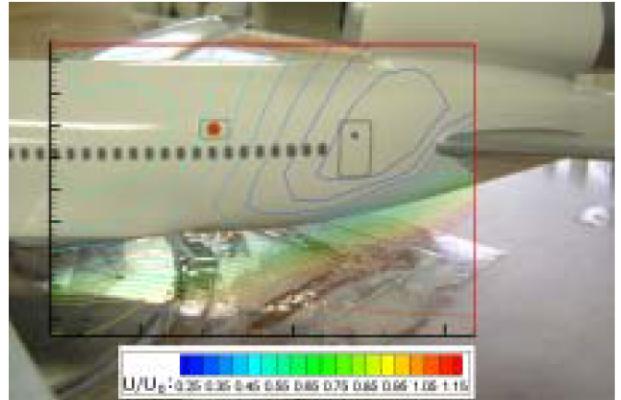


Fig.6 (b) Velocity contour of leeward rear side (135deg.)

表面付近では風向 135 度での実験の中で最も流速が速くなり、最大で一様流速の約 1.2 倍になっている。機軸に対する風向が 90 度と 135 度の場合では共通して、胴体風下側の飛行機後部の下側の流れが最も加速されるという実験結果を得た。

次に胴体前部のドア位置、主翼上面部のドア位置、およびバルク・カーゴ・ドア位置で、胴体より 1cm 離れた位置から翼幅方向に主翼エンジン位置まで流速を測定した結果を Fig.7(a)および(b)に示す。Fig.7(a)は機軸に対する

る風向が 90 度の場合での胴体風下側の流速分布であり、Fig.7(b)は機軸に対する風向が 135 度の場合のものである。90 度の場合は、Fig.7(a)より胴体後部下側で一様流速よりも速い領域が翼幅方向に主翼エンジン位置付近にまで存在している。下側以外の胴体後部の領域では、流速が胴体後流の影響のため遅い値となっている。胴体前部のドア位置でも同様の結果が得られているが、前部の流れは後部の流れに比べ下側の領域で加速されていない。他方、風向 135 度の場合では、Fig.7(b)より風向 90 度の場合の胴体後部の流れと同様に、胴体後部下側で一様流速よりも速い領域が翼幅方向に主翼エンジン取り付け位置付近にまで存在している。この領域は高さ方向には胴体の半分の高さ付近に至るまで存在し、流速が遅い領域は胴体付近のみに留まっている。これらの事から、胴体後部下側では胴体後部が斜めの円錐状になっているために、機軸に対する風向が 90 度の場合よりも風向が 135 度の場合の方が、より大きな吹き上げが胴体後部において起きているものと考えられる。従って、横風成分を持つ飛行機後方からの強風がある場合、バルク・カーゴ・ドア付近での作業には注意が必要である。

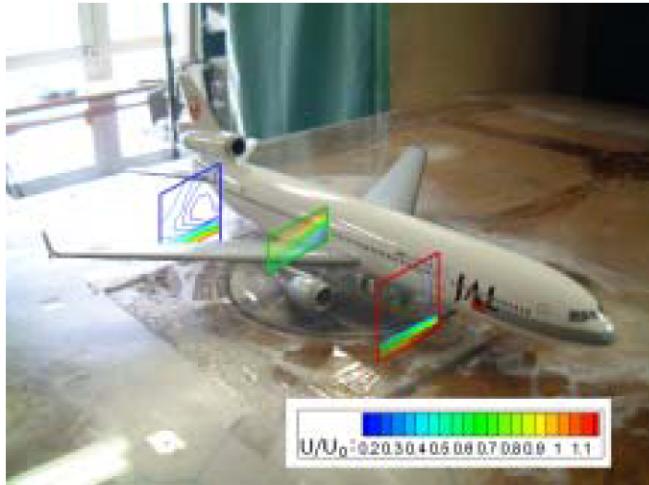


Fig.7 (a) Velocity contour of leeward side at doors
(90deg.)

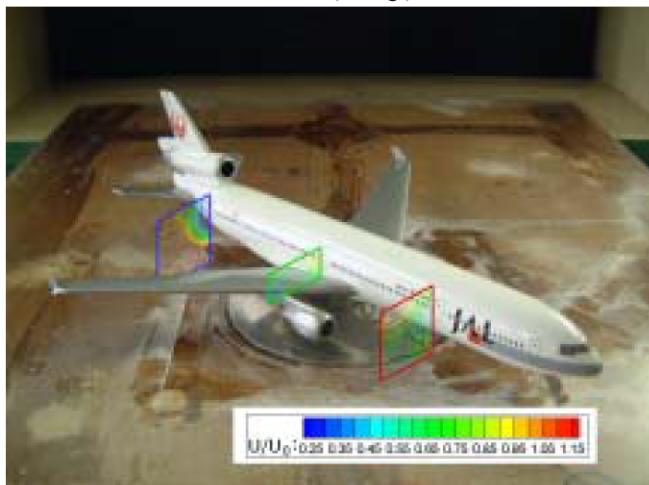
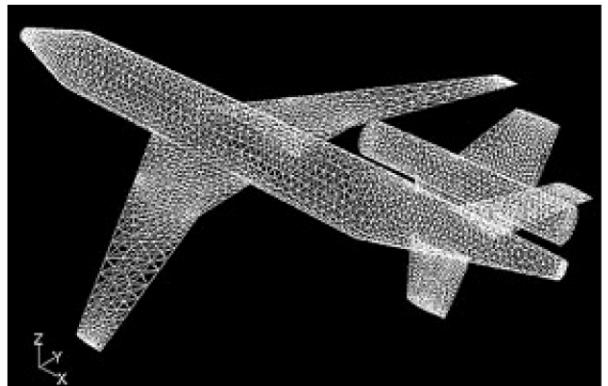


Fig.7 (b) Velocity contour of leeward side at doors
(135deg.)

3. 数値計算

3.1 格子、計算方法および条件

数値計算は、汎用流体解析ソフトウェア FLUENT を用いて行った。格子の生成は、格子作成ソフトウェア GAMBIT を用いた。格子は、四面体と三角柱、直方体で構成した。機体周辺は激しい流れの変化が予想されるために、高い解像度が必要とされるので、四面体で作成した。周辺の領域では外側に向かう程流れの変化が緩慢であることが予想されるので、三角柱群で作成した。外辺部の領域は構造格子、すなわち直方体群で作成した。格子外辺部の長さは、縦横がそれぞれ 300m、高さが 120m であり、計算領域は全体として直方体の空間である。全節点数は 853,505 点となった。機体として Fig.8 に示したような MD-11 型機を模したモデルを作成した。このモデルでは、機体全長、胴体の径、主翼幅などの各寸法を実機のものと同一としたが、主翼エンジン、脚、ウイングレットを省略した。また、機体頭部付近、垂直尾翼エンジン部分等で、実機と形状が多少異なっている。座標系は機体頭部から尾部に向かって X 軸、機体左側から右側に向かって Y 軸、地面から高さ方向に Z 軸とした。また、



胴体最下部は地面から 2.35m とした。

Fig.8 Computational grid on body surface of MD-11

流れは定常非圧縮非粘性流れとし、計算スキームは 2 次精度の風上近似で陽解法を用いて計算した。計算には CPU に Pentium 4 Xeon 2.0GHz プロセッサ、メモリに RIMM 1 GB 搭載の PC を用いた。計算機の能力の限界から粘性流の計算は省略した。本研究では、レイノルズ数が比較的大きいので境界層が薄いため、第一近似として渦流や境界層の影響は無視し、非粘性流の計算で流れの可視化をし、渦流を予測するとともに流速分布を実験結果と比較検討した。流入条件は大気圧を 1013.25hPa、温度を 300K、一様流速を 13m/s とした。風向は反時計回りにそれぞれ、0 度、90 度、-135 度、180 度とした。

3.2 計算結果

Fig.9(a)～(d)に、各風向に対して胴体から Y 方向に 10cm 離れた X-Z 平面上での流速分布を示した。図中の値は流速を一様流速 13m/s で割った割合である。Fig.9(a)と(d)では、風向がお互いに逆であるが、その分布に大きな差異は見られない。Fig.9(b)は風向 90 度の場合の風下

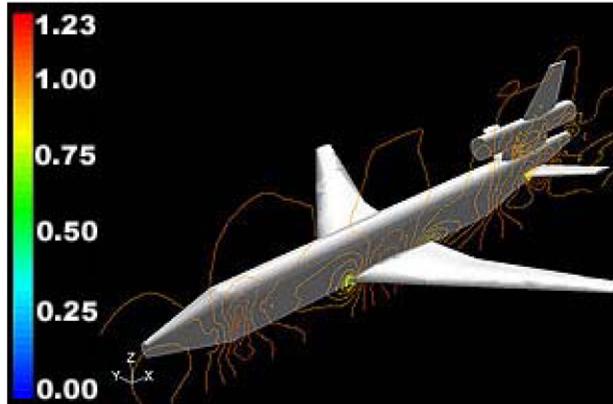


Fig.9(a) Velocity contour (0deg.)

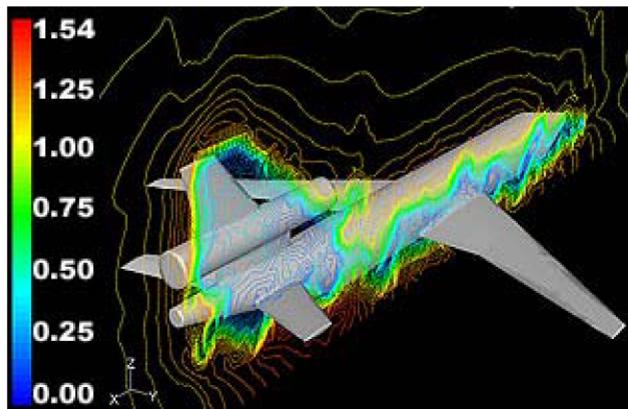


Fig.9(b) Velocity contour of leeward side (90deg.)

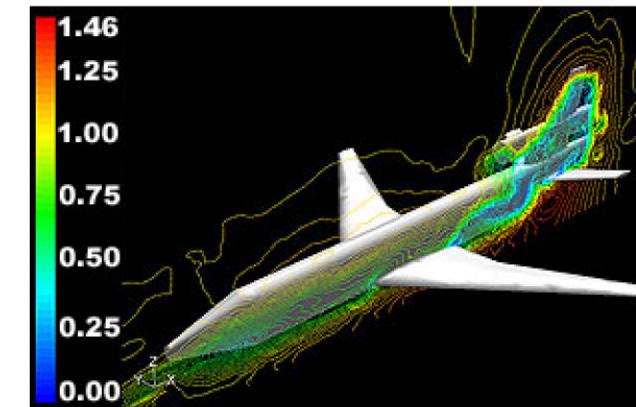


Fig.9(c) Velocity contour of leeward side (-135deg.)

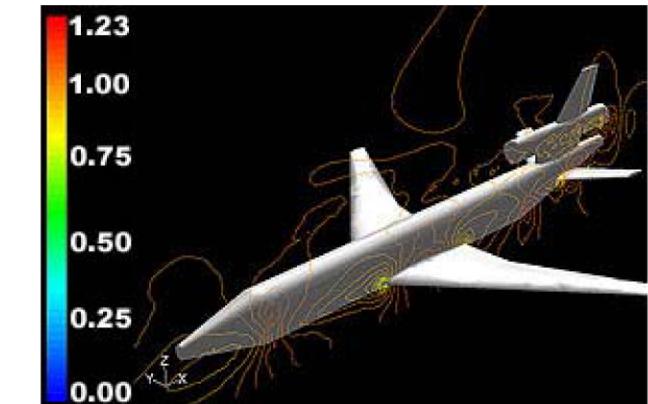


Fig.9(d) Velocity contour (180deg.)

側の流速分布である。垂直尾翼部分で流れが遮られ低速領域が存在する。また、最高流速が、一様流速比で 1.54 となっている。Fig.9(c)は風向-135 度での風下側流速分布であり、Fig.9(b)と同様に垂直尾翼付近に低速領域が存在する。ただし、90 度の場合に比べて、その低速領域は広範囲には及んでいない。最高流速は一様流速比で 1.46 であり、風向 90 度の場合に比べてやや流速が遅くなっている。最高流速比の値は実験と計算で少し異なるが、定性的には一致した結果が得られている。

Fig.10(a), (b)は風向-135 度の場合の機体後方からの流跡線を表わしている。図中の配色は粒子の位置を示すもので、流速には関係しない。Fig.10(a)では、水平尾翼上面から左主翼に流れる上部の流れが分かる。垂直尾翼と水平尾翼の付け根付近で非常に複雑な流れが生じている。この流れは主翼部分にまで影響を及ぼしている。Fig.10(b)では、胴体後部を回る流跡線を示している。流れは胴体の曲面に沿って流れ、最下点通過後は下から吹き上げる流れとなっている。

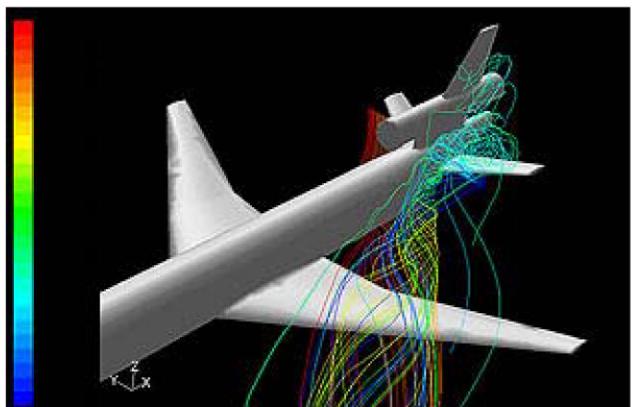


Fig.10(a) Path lines of upper part (-135deg.)

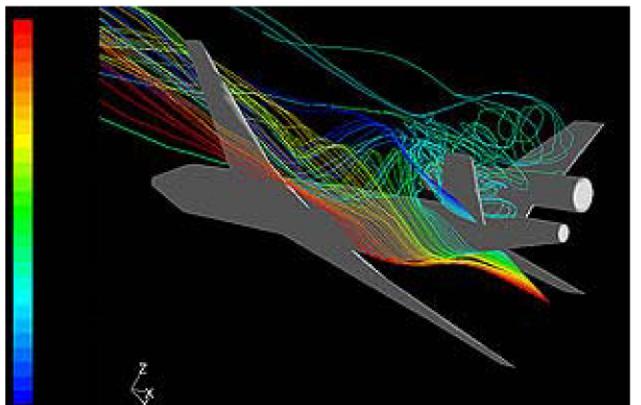


Fig.10(b) Path lines of lower part (-135deg.)

Fig.11 は、風向-135 度の場合の胴体尾部付近の壁面上の流速と風向を表わしている。風下側では全体にわたって複雑な流れとなっており、水平尾翼斜め下の前方部分で、胴体下部を回った後の吹き上げ流が見られる。実際には、渦流になっていると考えられる。バルク・カーゴ・ドア付近では垂直尾翼と水平尾翼が上部からの流れを遮るために、上部からの吹き下ろしがほとんどなく、下方からの吹き上げ流により流速が速くなっている。流速が一

様流速比で 1.4 になっている。このように、機軸に対して横風成分がある場合、風下側バルク・カーゴ・ドア付近では非常に複雑な渦流を伴った強い吹き上げとなる。

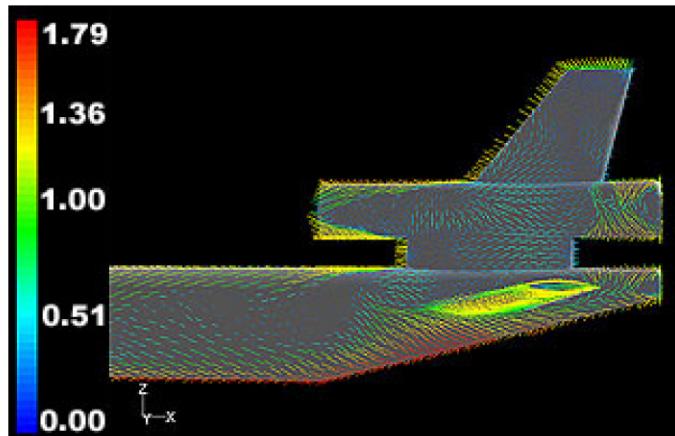


Fig.11 Velocity magnitude and vector (-135deg.)

4. まとめ

駐機中の MD-11 型機の周りの流れを風洞実験と非粘性流の数値計算で詳しく調べた結果、次のことが分かつ

た。

- (1) 機軸に対して横風成分がある場合、胴体後部の風下側では複雑な渦流を伴った強い吹き上げが生じる。

- (2) 機軸に対する風向が 90 度の場合、転落事故が起きた辺りでは、流速が一様流速の 1.2 倍から 1.5 倍程度になる。

このような渦流を伴った吹き上げの強風が作業者のバランスを崩し、転落事故に繋がったと考えられる。

なお、地上整備会社では緊急の再発防止策として、ロック・ピン確認時は必ず補助ステップの手摺りを握って行うこととした。さらに今回の結果を参考により効率的なロック・ピン確認の作業手順の変更も検討されている。

参考文献

- 1) 空港グランドサービス株式会社福岡支店業務処理要領 No.02-020, pp.1,2 (1997 年 11 月 1 日制定)
- 2) J. Katz and A. Plotkin, "Low-Speed Aerodynamics" McGraw-Hill (1991).
- 3) A. D. Young, "Boundary Layers" AIAA Education Series (1989).