

数値シミュレーションによるジェットブラストの遠方場予測

石向桂一, 橋本敦, 松尾裕一, 渡辺重哉
宇宙航空研究開発機構 研究開発本部

Numerical Simulation of the Far-Field Jet Blast

by
Keiichi Ishiko, Atsushi Hashimoto, Yuichi Matsuo and Shigeya Watanabe

ABSTRACT

The runways A and B of Tokyo international airport (Haneda airport) have a cross over point. When an aircraft takes off from the runway A, it may be possible at this cross over point that the jet blast from the aircraft constitutes a hazard for another aircraft landing on the runway B. Therefore, it is required for operational safety and for improvement of capacity and efficiency of air traffic control to predict the trajectory of long-distance jet blast with high accuracy. In order to examine the far-field velocity of jet blast by computational fluid dynamics (CFD) in this research, simulation with Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) equation is carried out by using very large computational domain. The velocity profiles obtained by numerical simulation agree well with those obtained by experiments. Moreover, it is also found that the blast is sensitive to the cross-wind.

1. はじめに

羽田空港には、図1に示すようにA滑走路(RWY16R/34L)とB滑走路(RWY04/22)が互いに交差している。A滑走路から離陸する航空機の排気(ジェットブラスト)はB滑走路に着陸する航空機に対し突風となり非常に危険となる可能性があるため、安全性を考慮すると離発着の時間間隔は制限されてしまう。よって、運航効率の向上を図る上で、ジェットブラストの速度分布や軌跡を遠方まで精度良く予測する手法が求められている。

Khrivotらは壁面噴流について、広い領域における実験と非等方乱流モデルを用いたRANS方程式による数値解析を行い、ジェットの広がりや乱流の発達の様子、高温ジェットにおける浮力の影響等を調査した⁽¹⁾。また、過去に行われてきた他の研究者らの実験についても言及している。しかし、壁面の有無にかかわらず、ジェットの遠方場に関する研究は、近傍場に関する研究と比較すると、実験および数値解析ともに希少である。また、ジェットに対し風の影響を取り扱った研究も存在する⁽²⁾⁽³⁾ものの、ジェットの背景風に対する運動量比が10以下の比較的低い条件下でのみ検討されており、ジェットブラストの問題に適用できるほど十分な現象の理解が成されているとは言い難い状況である。

国内では、国土交通省が主体となりジェットブラストをモデル化するために、平成22年3月羽田空港にて停留したBoeing 777-300の実機を用いたジェットブラストの速度計測が行われた。しかし、計測されたデータは離散的で計測地点が限定されてしまい、また、風の影響を大きく受けてしまった。よって、影響領域全体を把握し、風を含めた様々な影響を調査するため、CFDによるジェットブラストの解析が期待されている。

本研究では、CFD解析により羽田空港におけるジェットブラストの遠方場における速度分布を高精度で予測し、羽田空港の運用基準の改善・刷新につながる知見・データを取得することを目指す。本稿では、ジェットエンジンを二本の同軸円筒ノズルで模擬し、そのジェットブラストについてRANS方程式を数値的に解き、遠方場における流速分布を実験と比較する。また、背景風の大きさを変えて、横風が遠方における速度分布に与える影響を調べる。更に、乱流モデルのモデル係数について修正を加え、その効果について調べる。



図1 羽田空港の滑走路。

(<http://ja.wikipedia.org/wiki/東京国際空港>)

2. 数値計算法

2.1 高速流体解析ソルバ

本研究では、宇宙航空研究開発機構で開発された高速流体解析ソルバ FaST Aerodynamic Routines (FaSTAR)⁽⁴⁾を用いて解析を行う。支配方程式は三次元圧縮性 Favre 平均 Navier-Stokes 方程式であり、非構造格子法をベースとした有限体積法により離散化を行う。本計算の対象となる速度域は広範囲におよぶため、セル界面における数値流束計算には、全音速スキームの一つである SLAU⁽⁵⁾を用いる。セル内の勾配を Green-Gauss 法で計算し、MUSCL 内挿により空間2次精度化する。また、流束制限関数には、Venkatakrishnan のリミッタを非構造格子用に拡張して用いる⁽⁶⁾。時間積分には LU-SGS 陰解法⁽⁷⁾を用いる。乱流モデルには Shear Stress Transport (SST) 乱流モデル⁽⁸⁾⁽⁹⁾を用いて乱流計算を行う。

2.2 Shear Stress Transport (SST) 乱流モデル

SST 乱流モデルには幾つかのバージョンが存在する。本研究では、Menter による 2003 年以降のモデル⁽⁹⁾を使用し、以下 SST-2003 と表記する。

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j k}{\partial x_j} = P - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j \omega}{\partial x_j} = \frac{\gamma}{\nu_i} P - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \sigma_\omega \mu_i \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1-F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (2)$$

ここで、式(1)(2)中のパラメータ γ , β , σ_k , σ_ω はモデル係数であり、表 1 に示すように境界層内(添え字 1)と境界層外(添え字 2)のそれぞれで与えられる係数を混合関数 F_1 により接合された形で表現されている。

$$\phi = F_1 \phi_1 + (1-F_1) \phi_2 \quad (\phi = \gamma, \beta, \sigma_k, \sigma_\omega) \quad (3)$$

表 1 SST-2003 モデル係数

境界層内	境界層外
$\gamma_1 = \frac{5}{9}$	$\gamma_2 = 0.44$
$\beta_1 = 0.075$	$\beta_2 = 0.0828$
$\sigma_{k1} = 0.85$	$\sigma_{k2} = 1.0$
$\sigma_{\omega 1} = 0.5$	$\sigma_{\omega 2} = 0.856$

2. 3 SST 乱流モデルの修正

SST 乱流モデルのモデル係数の違いによる影響を調べるため、本研究ではモデル係数の修正を行った。k-ε モデルでは、標準的な Jones-Launder のモデル係数⁽¹⁰⁾の他、Chien のモデル係数⁽¹¹⁾がしばしば使用されている⁽¹²⁾。一方、SST 乱流モデルの境界層外層における式は、次式で与えられる k-ε モデルを k-ω モデルと対応する形に式変形したものである。

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j k}{\partial x_j} = P - \rho \varepsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_i}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j \varepsilon}{\partial x_j} = C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} P - C_{2\varepsilon} \frac{\rho \varepsilon^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_i}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] \quad (5)$$

ただし、 $\nu_i = C_\mu k^2 / \varepsilon$ である。ここで、パラメータ C_μ , $C_{1\varepsilon}$, $C_{2\varepsilon}$, σ_k , σ_ε はモデル係数であり、表 2 に Jones-Launder のモデル係数と Chien のモデル係数をそれぞれ示す。

表 2 k-ε モデルのモデル係数

	Jones-Launder	Chien
C_μ	0.09	0.09
$C_{1\varepsilon}$	1.44	1.35
$C_{2\varepsilon}$	1.92	1.80
σ_k	1.0	1.0
σ_ε	1.3	1.3

k-ε モデルのモデル係数と SST 乱流モデルのモデル係数との対応は次式の関係になる。

$$\gamma_2 = C_{1\varepsilon} - 1 \quad (6)$$

$$\beta_2 = C_\mu (C_{2\varepsilon} - 1) \quad (7)$$

$$\sigma_{k2} = \frac{1}{\sigma_k} \quad (8)$$

$$\sigma_{\omega 2} = \frac{1}{\sigma_\varepsilon} \quad (9)$$

表 2 に示す係数の値を式(6)~(9)に代入し、SST-2003 のモデル係数と対応させたものを表 3 に示す。表 3 より、Jones-Launder のモデル係数は、 $\sigma_{\omega 2}$ の値に若干差があるものの、SST-2003 のモデル係数と一致する。一方、Chien のモデル係数では、 γ_2 と β_2 の値が小さく抑えられているのが分かる。

表 3 k-ε モデルと SST-2003 のモデル係数との対応

	Jones-Launder	Chien
γ_2 ((6)式)	0.44	0.35
β_2 ((7)式)	0.0828	0.072
σ_{k2} ((8)式)	1.0	1.0
$\sigma_{\varepsilon 2}$ ((9)式)	0.769	0.769

乱流モデルの修正において、ここでは更に Sarkar の圧縮性補正を加える。この修正は k-ε モデルで良く用いられる方法で、k 方程式(4)の消滅項 $\rho \varepsilon$ を次式のように修正している。

$$\rho \varepsilon (1 + \alpha M_i^2) \quad (10)$$

ここで M_i は、乱流運動エネルギー k および音速 a を用いて $M_i = \sqrt{2k} / a$ で表される乱流マッハ数であり、パラメータ α は 1.0 とする。SST-2003 においても k 方程式の消滅項に対し同様の修正を施す。Sarkar の圧縮性補正が境界層の外側でのみ効くように混合関数を用いると、式(1)の消滅項は次のように修正される。

$$\beta^* \rho \omega k \{ 1 + (1-F_1) \alpha M_i^2 \} \quad (11)$$

Chien のモデル係数を使用し、Sarkar の圧縮性補正⁽¹³⁾を加えた修正 SST-2003 を、以下では SSTCS-2003 と表記する。

3. 格子および計算条件

図 2(a)に計算領域概略、図 2(b)に全体の計算格子をそれぞれ示す。本計算では、Boeing777-300 のジェットエンジンを二本の同軸円筒ノズルで模擬する。Boeing777-300 のエンジンはターボファンであり、コアノズル直径を D_{core} とおいた時、ファンノズル直径は約 $2D_{core}$ となる。ただし、本計算では、長さ約 $30D_{core}$ の二本の円筒ノズル先端から同軸の噴流を与えるものとし、航空機本体およびエンジン形状は考慮しない。また、円筒ノズル内も計算しない。図 2(b)中の航空機の図は、ジェットエンジンの位置と同軸円筒ノズル位置を合わせた概念図である。計算領域は機軸方向に対し、ノズル先端部から上流に約 $30D_{core}$ 、下流に $500D_{core}$ とし、地面垂直方向に $200D_{core}$ 、スパン方向に対し、機軸より右舷側に $100D_{core}$ 、左舷側に $500D_{core}$ 確保する。ジェットの高さはジェット中心軸が地面から $3D_{core}$ の位置になるように設定した。図 2(c)はノズル先端部断面における格子の図である。赤で示された領域がコアノズル流の流入位置を示し、その周囲にある黄で示された領域がファンノズル流の流入位置を示す。

コアノズル流およびファンノズル流からの流入条件は、別途行ったターボファンの性能計算の結果から与える。この時、コアノズル流の流入マッハ数は $M_{core} = u_{core} / a_{core} = 0.51$ 、ファンノズル流の流入マッハ数

は $M_{fan} = u_{fan} / a_{fan} = 0.70$ となった。コアノズル流の方がファンノズル流よりもマッハ数が小さいのは、コアノズル流の温度がファンノズル流の温度よりも高いため、音速が大きくなったからである。コアノズル流およびファンノズル流はともに適正膨張すると仮定している。ファンノズル流の温度はほぼ大気温度と等しい。

地面は滑り無し断熱壁を仮定し、円筒ノズルの側壁には滑り境界条件を仮定する。比熱比は 1.4 で一定とする。

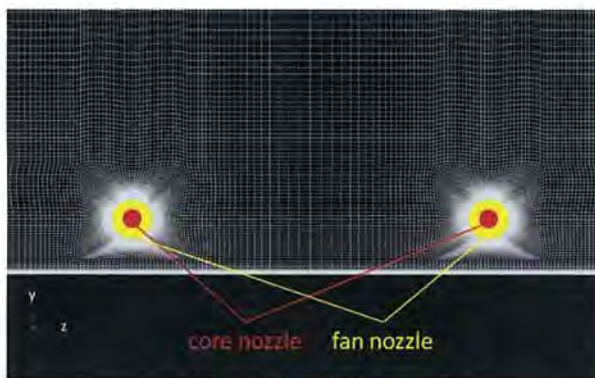
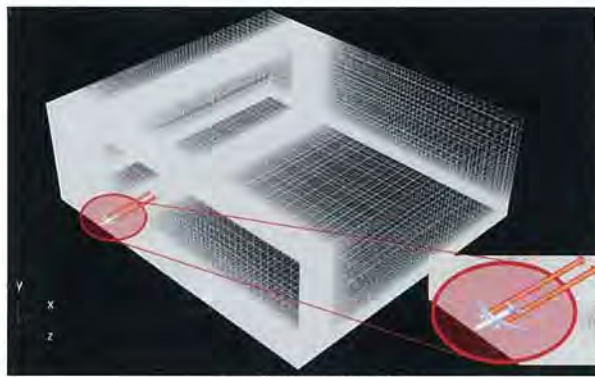
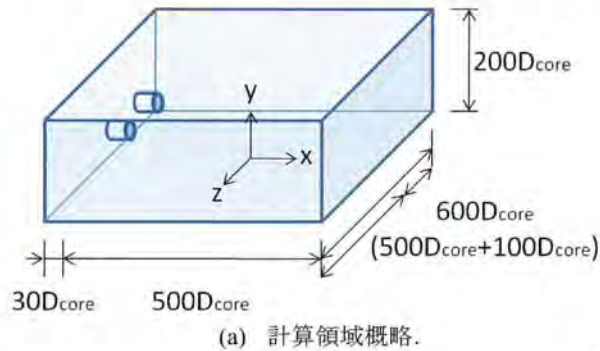


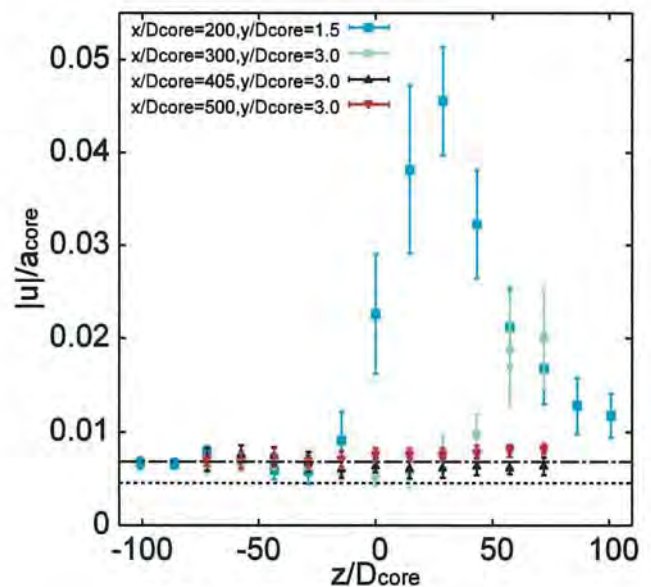
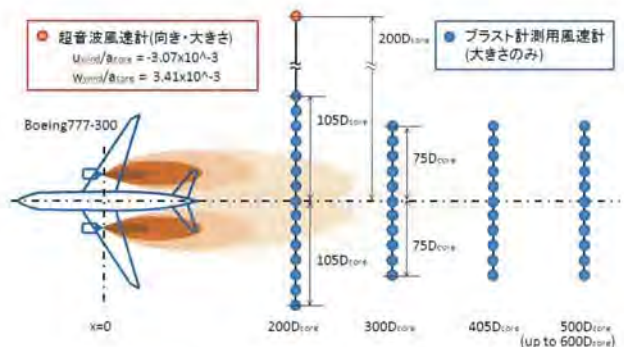
図2 計算領域および計算格子.

4. ジェットブラストの遠方場速度分布実測データ

平成 22 年 3 月羽田空港にて、国土交通省が主体となり、停留中の Boeing777-300 からのジェットブラストに対する遠方場での速度計測が行われた。この時に得られたジェットブラストの速度分布を数値計算結果との比較に用いる。エンジン圧力比(EPR)は 1.186 である。風速計は図3に示すように、航空機機軸に対しエンジン位置を原点とし、下流約 $200D_{core}$ 、 $300D_{core}$ 、 $405D_{core}$ 、 $500D_{core}$ および $600D_{core}$ の 5 地点に横一列に合計 54 個設置されている。図4に、 $200D_{core}$ から $500D_{core}$ における風速のスパン方向分布を示す。ただし、速度はコアノズル流の音速 a_{core} で無次元化し

である。図4から分かるように、実験当日の風環境は、非常に横風が強い状態であり、 $405D_{core}$ より下流ではジェットブラストは計測領域から機体左舷側に逸れてしまいデータを得ることができなかった。そこで速度データを得ることのできた $200D_{core}$ および $300D_{core}$ でのみ数値解析結果との比較を行う。

また、背景風の向きおよび大きさを把握するため、超音波風速計が設置されている。図3に示すように、超音波風速計の設置位置は、ジェットブラストの計測領域よりも、風上側に $100D_{core}$ 程度離れた場所である。この超音波風速計により得られた背景風は、機軸方向について機首側から機尾側の向きを正、スパン方向について右舷側から左舷側の向きを正とした時、それぞれ $u_{wind} / a_{core} = -3.07 \times 10^{-3}$ 、 $w_{wind} / a_{core} = 3.41 \times 10^{-3}$ であった。図4の点線は、この風速の絶対値を示している。しかし、図4において $x / D_{core} = 200$ および 300 の $z / D_{core} < 0$ の値や、 $x / D_{core} = 405$ および 500 における値を図4中の一点鎖線で示すと、超音波風速計の値よりも大きいことが分かる。この時、背景風の機軸方向成分は超音波風速計で得られた値と同じであると仮定すると、スパン方向成分は、 $w_{wind} / a_{core} = 6.03 \times 10^{-3}$ となった。



5. 結果および考察

5.1 比較ケース

本研究では、背景風について機軸方向速度成分を固定値 $u_{wind}/a_{core} = -3.07 \times 10^{-3}$ で与え、スパン方向速度成分について $w_{wind}/a_{core} = 3.41 \times 10^{-3}$ と $w_{wind}/a_{core} = 6.03 \times 10^{-3}$ の二通り計算を行い、結果を比較することで、横風の影響を調べる。また、乱流モデルについて、SST-2003 とモデル係数の修正および圧縮性補正を施した SSTCS-2003 の二通りの計算結果について比較を行い、修正の有無による影響を調べる。比較ケースは表 4 にまとめる。

表 4 比較ケース

ケース名	乱流モデル	背景風
		($u_{wind}/a_{core} = -3.07 \times 10^{-3}$)
SST-w1	SST-2003	$w_{wind}/a_{core} = 3.41 \times 10^{-3}$
SST-w2	SST-2003	$w_{wind}/a_{core} = 6.03 \times 10^{-3}$
SSTCS-w2	SSTCS-2003	$w_{wind}/a_{core} = 6.03 \times 10^{-3}$

5.2 横風の影響

流入条件として与えた横風の影響を見るために、背景風のスパン方向成分が互いに異なる SST-w1 と SST-w2 の結果について比較する。図 5 に、コアノズル流の音速で無次元化した速度の絶対値の比較を示す。(a)は $x/D_{core} = 200$, $y/D_{core} = 1.5$, (b)は $x/D_{core} = 300$, $y/D_{core} = 3.0$ の計測地点での結果である。図 5 より、背景風を実測値で与えた SST-w1 は、オーダーは実測値と良く一致しているもののピークの位置がずれてしまった。一方、背景風のスパン方向成分を大きく与えた SST-w2 では、ピークの位置およびオーダーともに実測と良く一致した。これは、第 4 章で議論したように、超音波風速計の値が横風の影響を過小評価していることを示している。また、横風の大きさは数 m/sec 程度の差であるが、下流でのジェット的位置が数十 m 変化しており、風の影響がジェットプラストの軌跡に与える影響が非常に大きいことが分かった。

図 6 および図 7 に、それぞれ $M = 0.02$ および $M = 0.03$ の等値面を示す。(a)は SST-w1, (b)は SST-w2 の結果である。また、図中の 4 つの断面は、それぞれ機軸対称面 $z/D_{core} = 0$, $x/D_{core} = 200$, 300 および 405 におけるマッハ数分布を示している。これらの図から、背景風のスパン方向成分の大きい SST-w2 の方が SST-w1 よりも、ジェットプラストが機体左舷側に大きく流されていることが分かる。特に図 6 より $M = 0.02$ の等値面を比較すると、横風が大きい時に、その影響を受けて等値面の形状が変化することが確認された。

以上より、ジェットプラストは横風に影響を受けやすく、速度分布や軌跡をより精度良く予測するためには、背景風となる風環境についてもより高精度での予測が必要となる。

5.3 乱流モデルの影響

本計算に用いた SST 乱流モデルについて、モデル係数の修正と圧縮性補正の有無による速度場への影響を調べるために、SST-w2 と SSTCS-w2 の計算結果を比較する。図 8 は、無次元化速度の絶対値の比較である。(a)は $x/D_{core} = 200$, $y/D_{core} = 1.5$, (b)は $x/D_{core} = 300$, $y/D_{core} = 3.0$ の計測地点での結果である。図 8 より、SSTCS-w2 の結果は、モデル係数を調整して圧縮性補正を加えたことによる影響が僅かに見られるものの、SST-w2 とほとんど同様の結果を示した。

図 8(a)において、 $-100 < z/D_{core} < 100$ の範囲で実測と数値計算により得られた速度分布の形状を比較すると、実験ではピークが一つのみであったが、数値計算ではピークが二つ現れ、定性的な違いが現れた。図 9 に、 $x/D_{core} = 200$ における機軸垂直断面でのベクトル図を示す。ベクトルは速度の大きさで色付けして示した。実測データとの比較に用いた速度分布は、図 9 の白線に沿ってサンプリングされた速度であるが、図中の矢印で示すように、第二ピークの示す位置の上方に大きな渦構造が現れている。この渦構造の存在により、地表近くで外側からジェットプラスト側へ向かう流れが加速されるため、速度分布の第二ピークとして検出されたと考えられる。しかし、乱流モデルの適用限界、境界層の影響について議論できていないことから、更なる詳細な検証が必要である。

6. まとめ

本研究では、Boeing777-300 を模擬した二本の同軸円筒ノズルにおけるジェットプラストの数値シミュレーションを行い、遠方場における速度分布について調査を行った。その結果、背景風を流入条件に与えることで、羽田空港での実測により得られた速度データとの大まかな一致を得ることが出来た。また、ジェットプラストの軌跡は横風の影響を受けやすいため、予測精度の向上を図る上で高精度の風環境予測が必要であることが分かった。乱流モデルの影響は、遠方場速度分布にはほとんど現れなかった。ただし、数値計算結果では速度分布形状に二つのピークが現れ、実測と定性的に異なる結果となった。二つ目のピークは、数値的にはジェットプラストの風下側に渦が発生したことが原因であるが、乱流モデルの適用限界、境界層の影響を踏まえ、基礎的な実験との比較等により流れ場を詳細に調査する必要がある。

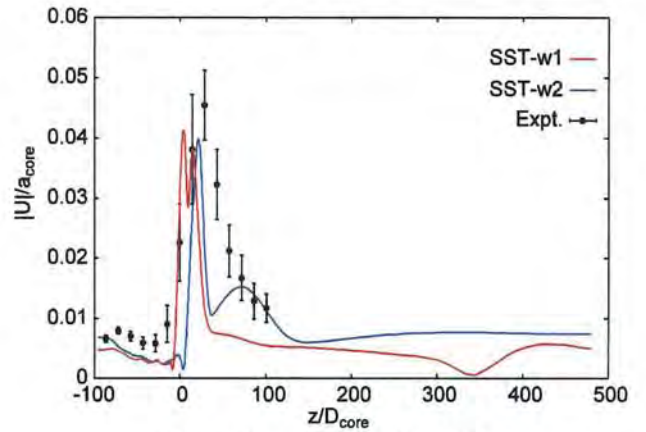
謝辞

本研究の遂行にあたり、平成 22 年 3 月羽田空港にて行われたジェットプラスト風速実測のデータを国土交通省より提供していただいた。また、宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 環境適応エンジンチームの二村尚夫様には、ターボファンの性能計算結果を提供していただいた。この場を借りて謝意を表します。

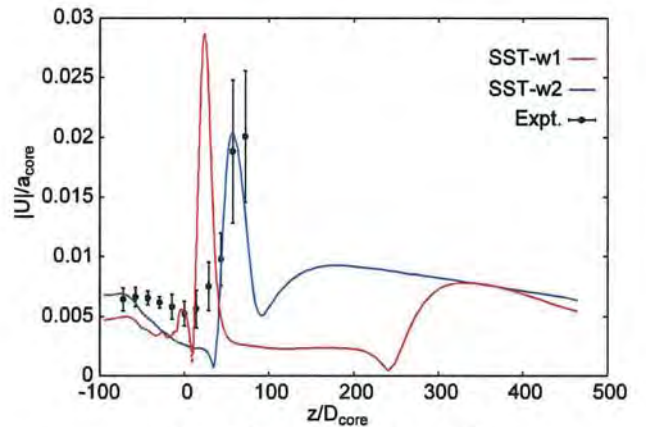
参考文献

- 1) K. M. Khritov, D. A. Lyubinov, V. P. Maslov, B. I. Mineev, A. N. Secundov and S. F. Birch, "Three-Dimensional Wall Jets: Experiment, Theory and Application," AIAA Paper 2002-0723, 2002.
- 2) Lee, J., Birch, S. F. and Scovill, B. A., "Airport jet plume zone mapping," Journal of Aircraft, 33(4) (1996), pp. 737-742.
- 3) Keffer, J. F. and Baines, W. D., "The round turbulent jet in a cross-wind," Journal of Fluid Mechanics, 15(4) (1963), pp. 481-497.
- 4) 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司, 坂下雅秀, ラッフルパウルス, 佐藤幸男, "高速流体ソルバ FaSTAR の開発," 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010 講演集, IC09, 2010.
- 5) E. Shima and K. Kitamura, "On new simple low-dissipation scheme of AUSM-family for all speeds," AIAA Paper 2009-136, 2009.
- 6) 菱田学, 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, "非構造高速流体ソルバ FaSTAR における勾配制限関数," 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010 講演集, IC10, 2010.

- 7) D. Sharov and K. Nakahashi, "Reordering of hybrid unstructured grids for lower-upper Gauss-Seidel computations," AIAA Journal, Vol. 36, No. 3, 1998, pp. 484-486.
- 8) D. C. Wilcox, "Turbulence Modeling for CFD," DCW Industries, Inc., 2nd edition, 1994.
- 9) F. R. Menter, M. Kuntz and R. Langtry, "Ten years of industrial experience with the SST turbulent model," Turbulence, Heat and mass Transfer, ed: K. Hanjalic, Y. Nagano and M. Tummers, Inc., 2003, pp. 625-632.
- 10) W. P. Jones, B. E. Launder, "The prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence," International Journal for Heat Mass Transfer, Vol. 15, 1972, pp. 301-314.
- 11) K-Y. Chien, "Predictions of Channel and Boundary-Layer Flows with a Low-Reynolds- Number Turbulence Model," AIAA Journal, Vol. 20, No. 1, 1982, pp. 33-38.
- 12) N. J. Georgiadis and J. R. DeBonis, "Navier-Stokes analysis methods for turbulent jet flows with application to aircraft exhaust nozzles," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 42, 2006, pp. 377-418.
- 13) S. Sarkar and L. Balakrishnan, "Application of a Reynolds stress turbulence model to the compressible shear layer," AIAA Paper 1990-1465.

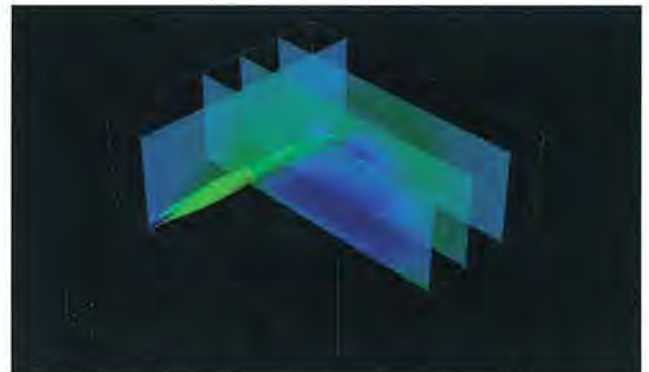


(a) $x/D_{core} = 200, y/D_{core} = 1.5$.

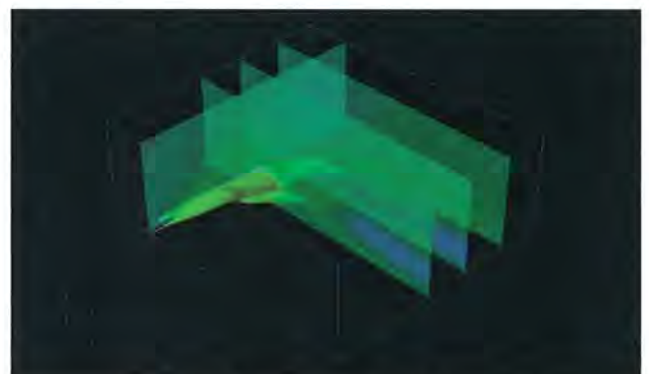


(d) $x/D_{core} = 300, y/D_{core} = 3.0$.

図5 速度の絶対値. 横風の影響.

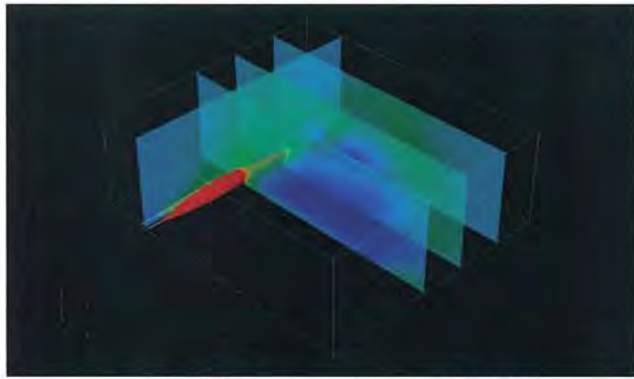


(a) SST-w1. ($w_{wind}/a_{core} = 3.41 \times 10^{-3}$)

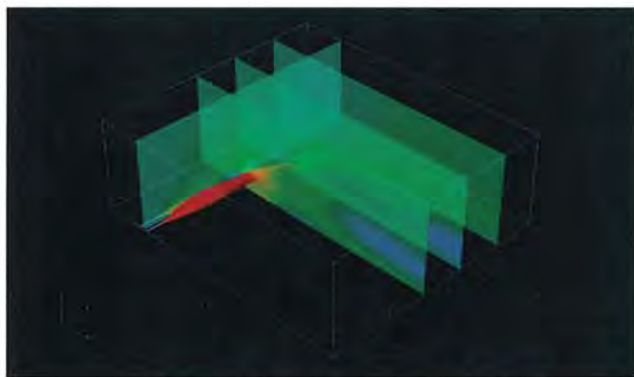


(b) SST-w2. ($w_{wind}/a_{core} = 6.03 \times 10^{-3}$)

図6 マッハ数の等値面の比較. $M = 0.02$.



(a) SST-w1. ($w_{wind}/a_{core} = 3.41 \times 10^{-3}$)



(b) SST-w2. ($w_{wind}/a_{core} = 6.03 \times 10^{-3}$)

図7 マッハ数の等値面の比較. $M = 0.03$.

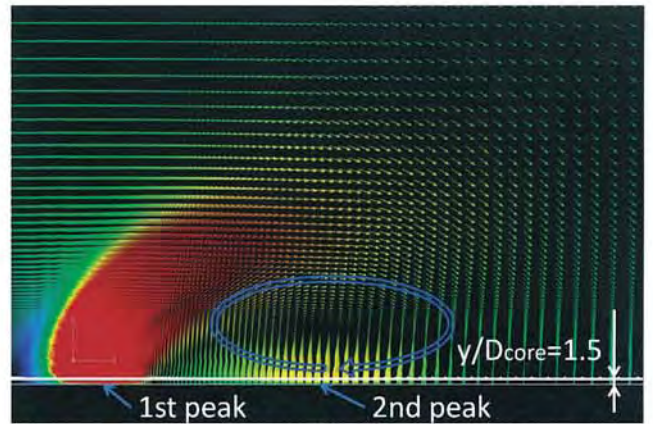
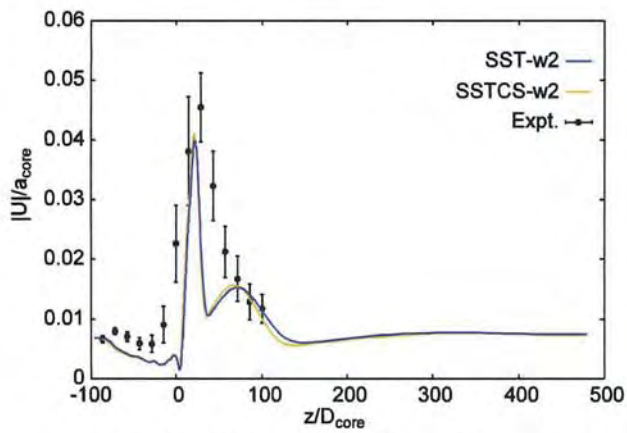
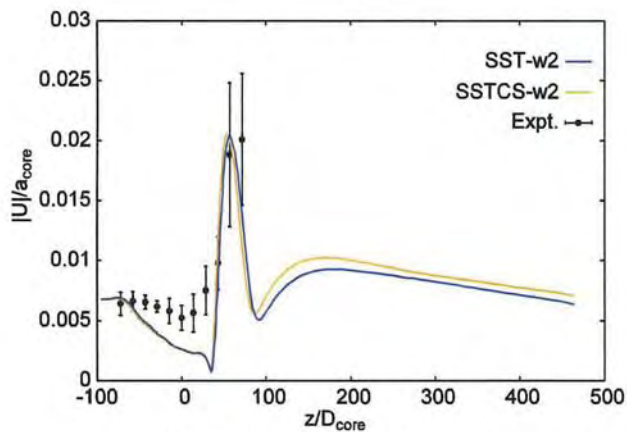


図9 $x/D_{core} = 200$ における機軸垂直断面内ベクトル図.



(a) $x/D_{core} = 200, y/D_{core} = 1.5$.



(b) $x/D_{core} = 300, y/D_{core} = 3.0$.

図8 速度の絶対値. 乱流モデルの影響.