

再使用型垂直離着陸ロケットの着陸前逆噴射の数値解析

鈴木俊之^{*}, 野中聡[†], 稲谷芳文[†]^{*} 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部[†] 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部

Numerical Analysis of Jet Flow from Reusable Vertical Landing Rocket Vehicle

by

Toshiyuki Suzuki, Satoshi Nonaka and Yoshifumi Inatani

ABSTRACT

Computations of opposing jet flow from the vertical landing rocket vehicle are performed by using Large Eddy Simulation technique. Calculated results are presented for the cases with and without jet ejection respectively, and are compared with experimental data obtained by several wind tunnel testings for the purpose of code validation. For the case without jet ejection, it is shown that dominant mean flow structures around the model are nearly reproduced in this calculation. Calculated time-averaged pressure coefficient distribution duplicates well with that of measured. For the case with jet ejection, although a quantitative agreement of measured pressure coefficient values with those given by the present calculation is yet to be accomplished, the general trend in the measured pressure coefficient distributions was reproduced well in the present calculation. It is also found that calculated characteristics of power spectrum density of pressure coefficient are similar to those of measured for the case with jet ejection.

1. はじめに

完全に再使用可能な将来の宇宙輸送システムの一つとして垂直離着陸型の単段式ロケットの研究が進められている。垂直に離陸し、垂直に着陸することで大規模な地上設備の必要がなくなるため、地上での効率的な運用が可能である。また完全な再使用運用を確立することで輸送費の大幅な削減を目指す。宇宙へ大量に人や物を輸送することが可能となり、宇宙太陽光発電や宇宙観光など宇宙環境利用の多様な道が開かれることが期待されている。

JAXA 宇宙科学研究本部では繰り返し使用可能な宇宙輸送システムの実現を目指し、Fig. 1 に示す小型の再使用ロケット実験機 (RVT: Reusable Vehicle Testing) を製作して繰り返し飛行の実証試験を行っている¹⁻⁵。このロケットは着陸時にエンジンを再着火し、主流に対して燃料を逆噴射することで垂直に軟着陸するものである。しかしながらジェット噴射により機体周りの流れ場は大きく乱され、大規模な剥離や渦の運動を伴う非定常性の強い流れ場となることが予想されている。そのような場合では機体は振動するため、誘導の仕方によっては振動を助長してしまう可能性がある。従って着陸時の姿勢制御や航法誘導を安全に行うためにも、ジェット噴射による流れ場の非定常性を詳細に理解する必要がある。このような理由からいくつかの風洞試験が行われている^{6,8}。

野中等は RVT 実験機の 1/12 スケールモデルを用いて風洞試験を行った。主流に対してモデル底面中央からジェットを噴射し、機体にかかる力や圧力の測定を行った⁷。更に Particle Image Velocimetry (PIV) 技術を用いた流れ場の可視化を行った⁸。これらの実験結果によると、ジェットの噴射と主流との干渉によりモデル底面前方に渦が発生することがわかった。また PIV 測定によって得られた瞬時の流れ場の様子は次の瞬間には全く異なる様相を示す等、非定常性の強いものであることが確認された。またこの流れ場の非定常性により、得られた力データや機体周りの圧力分布は時間とともに振動するものであった。しかしながら風洞試験では実際の飛行環境パラメータの内レイノルズ数やノズル直径等を再現できていないために、得られた実験データをそのまま実験の流れ場に関連付けられるかどうかは現在のところわかっていない。従ってこのようなジェット噴射と主流との干渉によって生じる非定常な流れ場の様相を正確に解析することができる解析手法が望まれている。

近年、計算機性能の向上に伴い Direct Numerical Simulation (DNS) による正確な数値解析が可能になりつつある。しかしながら現状では比較的狭い物理領域の低レイノルズ数流れに限定されており、本研究で取り扱う流れ場への適用は現実的ではないと思われる。他の有望な計算手法としては Large Eddy Simulation (LES) が挙げられる。

本研究ではジェット噴射による流れ場の非定常性が機体空力特性へ及ぼす影響を解明することを目的とし、本報では LES を用いた RVT 周りの流れ場の非定常数値解析を行う。しかしながらこのようなジェット噴射を行う実験機周りの流れ場を解析した例は著者の知る限り今までない。そこでまず第一段階として風洞試験環境における解析を行い、これまで蓄積された力・表面圧力計測試験や PIV 試験で得られた実験データとの比較を通して数値解析手法の検証を行う。

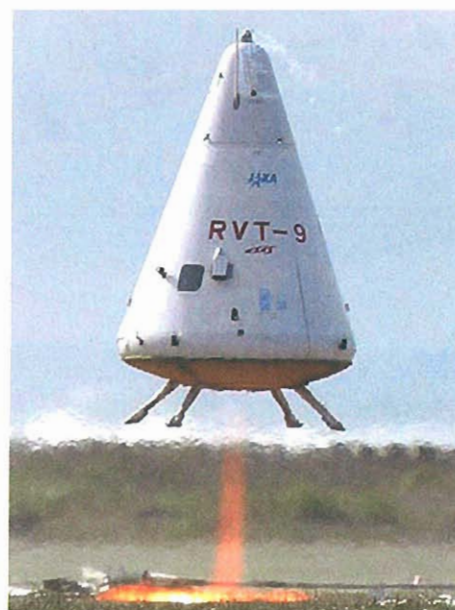


Fig. 1 RVT 実験機による飛行試験 (2003 年 3 月能代多目的実験場)

2. 実験概要

2. 1 風洞設備

本報で議論する実験結果は 2 つの試験からなる。一つは 6 分力計測および表面圧力計測試験であり、宇宙科学研究本部の 1.6m×2m 惑星環境風洞で行われた。他方は PIV 試験であり、総合技術研究本部の 2m×2m 大型低速風洞にて行われた。それぞれの実験の概要を以下に示す。

2. 2 カ・圧力試験

機体へ働く空気力のジェット噴射による影響を調べるために、6 分力計測及び表面圧力計測が行われた。Fig. 2 に風洞試験に用いられた 1/12 スケールモデルを示す。全長及びモデル底面直径はそれぞれ 252mm, 185mm である。模型内部には逆噴射ジェット用のノズルおよびチャンバーが設けられ、窒素ガスを供給するための配管が取り付けられている。力計測には 6 分力天秤が、表面圧力測定には Fig. 3 に示す位置に合計 9 つの微差圧計が用いられた。



Fig. 2 6 分力計測及び表面圧力計測に用いられた風洞模型 (RVT の 1/12 スケール)

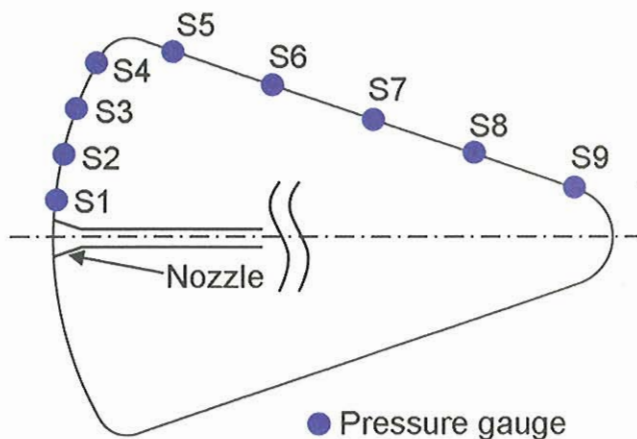


Fig. 3 壁面に沿って設置された 9 つの微差圧計。

2. 3 PIV 試験

流れ場の構造を詳細に理解するため、PIV 測定法を用いた速度分布の測定が行われた。Fig. 4 に今回の試験で用いられた PIV 測定の概略を示す。広範囲の撮影を行うため 2 台のカメラを使用し、2 次元の PIV 計測が行われた。光源にはダブルパルス Nd:YAG レーザー(1J/Pulse、532nm)が使

用されている。PIV 計測に必要なシードは、シード発生装置により主流およびジェットの両方に含ませている。シードには DOS (dioctyl sebacate、セバシン酸ジオクチル) が使用された。Fig. 5 にジェット噴射およびレーザー照射時の風洞試験模型を示す。得られた画像を処理することで流れ場の速度分布を得る。

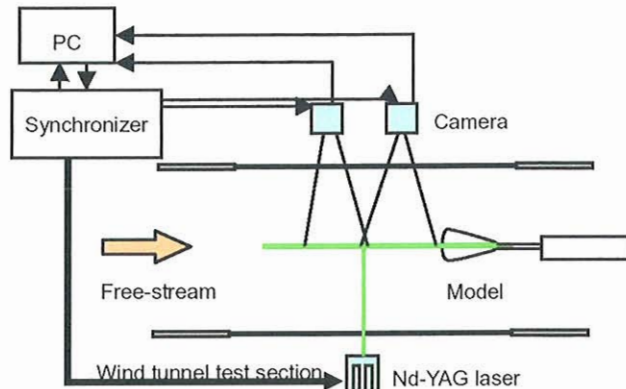


Fig. 4 PIV 試験の概略

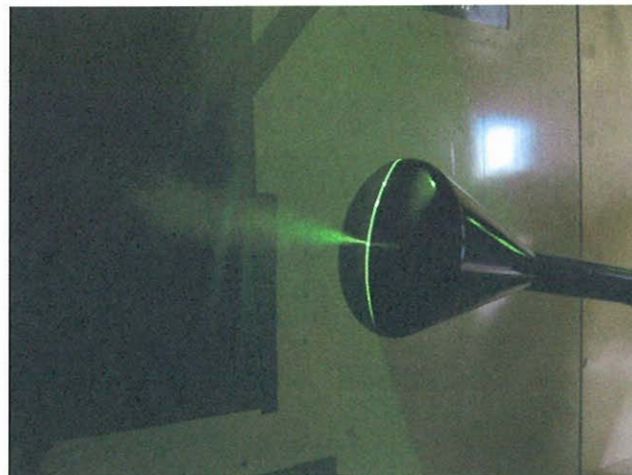


Fig. 5 ジェット噴射およびレーザー照射時の風洞試験模型

2. 4 実験条件

風洞試験条件を Table. 1 に示す。風洞試験では実飛行環境を模擬するために以下の 3 つのパラメータを飛行条件と適合させている。(1) ノズル出口におけるジェットマッハ数 M_j 、(2) ノズル出口圧力と大気圧との比 p_j/p_∞ (3) ジェットと主流の運動量流束比 f_∞/f_j 。これらのパラメータの内、ノズル出口圧力 p_j は以下の式で与えられるチャンバー圧力 p_{ch} により制御される。

$$\frac{p_{ch}}{p_j} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_j^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1)$$

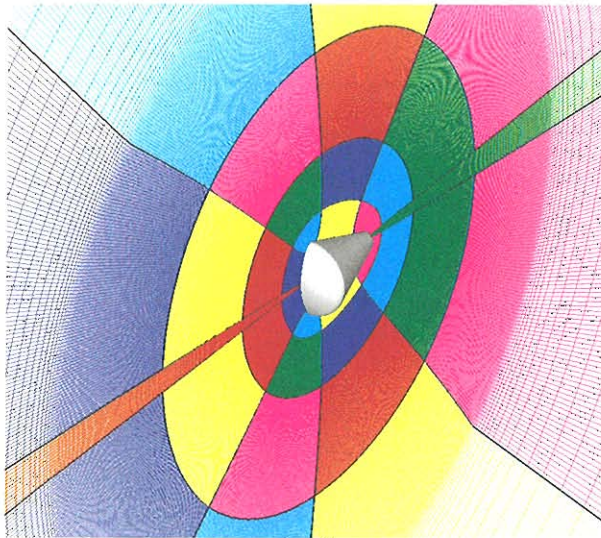
Table 1 に示される実験条件は RVT 試験機が速度 70m/s で降下中に 100%の推力でエンジンを逆噴射した際の条件に一致する。

3. 数値解析手法

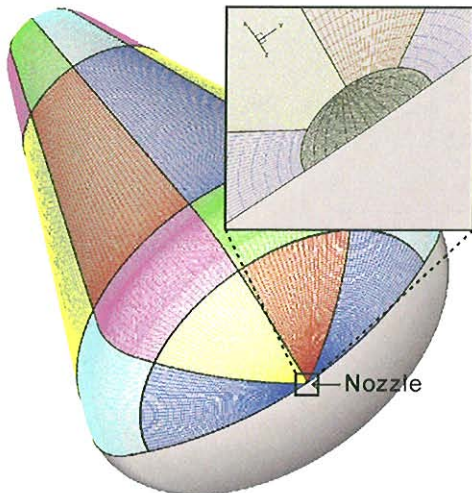
流れ場解析ツールとして、JAXA 総合技術研究本部で開発を進めている CFD 共通基盤プログラム(UPACS)^{9,10}を用いた。支配方程式は Filtered Navier-Stokes 方程式である。

Table 1. 風洞試験条件と実飛行環境の比較

	RVT flight environment	Wind tunnel test
Freestream parameters		
Pressure, p_∞ [Pa]	101330	101330
Density, ρ_∞ [kg/m ³]	1.205	1.205
Temperature, T_∞ [K]	291.3	291.3
Velocity, u_∞ [m/s]	70	26.4
Mach number, M_∞	0.206	0.077
Reynolds number, Re	9.96×10^6	3.23×10^5
Jet parameters		
Mach number, M_j	2.41	2.41
Pressure ratio, p_j/p_∞	1.38	1.38
Flux ratio, f_∞/f_j	1.3	1.3
Chamber pressure, p_{ch} [MPa]		2
Chamber temperature, T_{ch} [K]		289.15



(a) 空間格子



(b) 表面格子とノズル近傍

Fig. 6 計算格子例

は Smagorinsky モデル¹²を用いた。Fig. 6 に本研究に用いた計算格子を示す。計算格子点数は 1400 万点であり、66 ブロックで構成される。計算には JAXA 大型計算機 CeNSS の 66CPU を使用した。計算条件は風洞試験環境に適合させており、主流マッハ数 0.077、レイノルズ数 323000 を遠方境界として与える。機体表面は滑りなしの条件を与え、断熱壁を仮定した。ジェットはノズル出口から主流に対して逆向き平行に噴射されると仮定した。ジェットマッハ数は 2.41、ノズル出口圧力と主流圧力の比は 1.38 である。

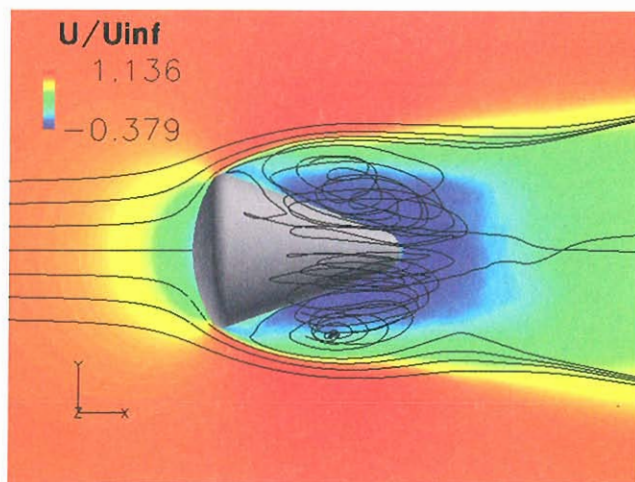
4. 結果と考察

4. 1 流れ場の全体構造

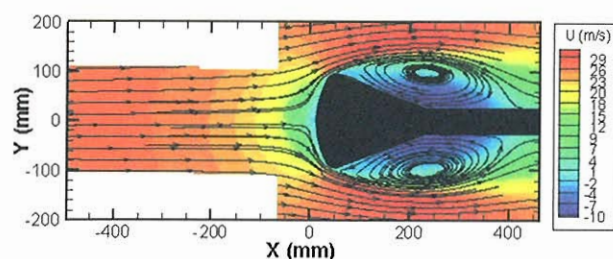
ジェット噴射を伴う場合と伴わない場合の 2 ケースについて風洞試験環境下における流れ場の解析を行った。まず両ケースの流れ場の全体的な構造と特徴について簡単に説明する。本数値解析と PIV 試験によって得られた時間平均速度分布と流線の比較を Fig. 7 及び Fig. 8 に示す。等高線は速度ベクトルの主流方向成分を表しており、流れ場の速度は主流速度で無次元化している。Fig. 7(a)に示す計算結果によるとジェット噴射がない場合、機体底面でよどんだ流れは機体肩部付近で剥離して機体側面で大きな循環領域を形成している様子が捉えられている。これは Fig. 7(b)に示すように PIV 測定試験で得られた流れ場の様相と一致していることがわかる。

主流に対してジェットを噴射した場合、Fig. 8(a)の計算結果によると機体底面前方で主流とジェットが干渉することによって大きな渦を形成している様子がわかる。また主流はこの渦によって流れの向きを変えられ、機体底面を逸れるように流れる。その結果ジェット噴射がない場合に見られた機体肩部付近の流れの剥離や機体側面の循環領域は、ジェットを噴射する場合はみられないことがわかる。これらの特徴は Fig. 8(b)に示される PIV 試験結果とほぼ一致する。しかしながら PIV 測定では機体前方の渦で流れが循環している様子が捉えられているのに対して本解析ではそのような結果は得られていない。更に機体前方に発生している渦の大きさも計算結果と実験結果では異なっている。これらの原因は未だ不明であるが、一つの要因として時間平均操作に用いたデータ数が足りないことが考えられる。実験結果は約 150 秒間の平均であるのに対して、計算結果は約 0.3 秒の平均でしかない。今後更に解析を進めて比較を行う予定である。

対流項の離散化には安定性を向上させるため二次精度 AUSM-DV スキーム¹¹を用いており、粘性項の評価には二次精度中心差分を用いた。サブグリッドスケールモデルに

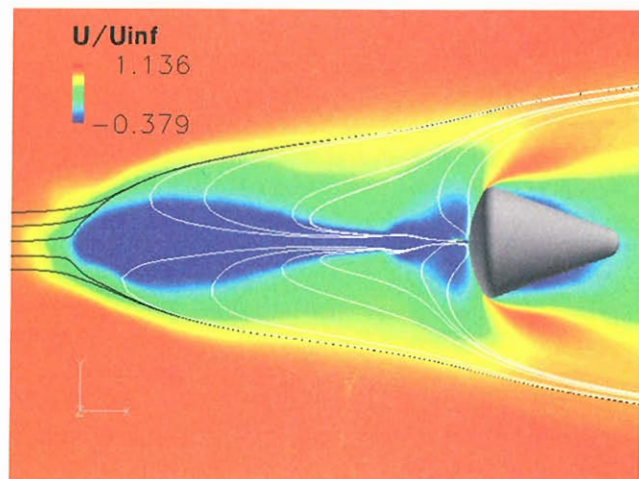


(a) 数値解析

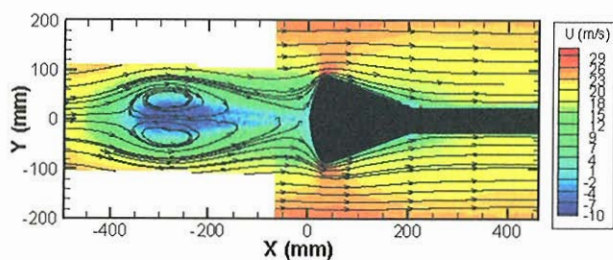


(b) PIV 試験

Fig. 7 ジェット噴射がない場合の時間平均速度分布と流線の比較



(a) 数値解析



(b) PIV 試験

Fig. 8 ジェット噴射がある場合の時間平均速度分布と流線の比較

4. 2 空力係数の比較

本研究では迎角 0° を仮定しているの、ここでは抵抗係数についてのみ議論する。数値解析と風洞試験によって得られた時間平均流れ場の圧力抗力係数の比較を Table. 2 に示す。本研究では、圧力抗力とその係数の算出には以下の式を用いた。

$$D_p = \int_{\Omega} p n_x dS \quad (2)$$

$$C_{d_p} = D_p / \frac{1}{2} \rho_{\infty} u_{\infty}^2 A \quad (3)$$

ジェット噴射がない場合の圧力抗力係数は 0.74 であり、実験結果とほぼ一致している。また実験結果に注目するとジェット噴射がない場合に比べてジェット噴射がある場合は抗力係数が減少している。このジェット噴射による抗力係数の減少という傾向については数値解析でも定性的に得られているものの、定量的には一致が得られていない。これらの点については後ほど説明する。

Table 2 圧力抗力係数の比較

	数値解析	実験
ジェット噴射なし	0.74	0.75
ジェット噴射あり	0.63	0.20

ジェット噴射がない場合とある場合について、数値解析によって得られた機体圧力分布をそれぞれ Fig. 9 及び Fig. 10 に示す。両図には実験によって得られた値も微差圧計の位置関係がわかるように示してある。Fig. 9 からジェット噴射がない場合、流れがよどんでいる機体底面 (S1 から S4) では圧力が高く、機体側面 (S5 から S9 まで) では流れが剥離するために圧力の値は主流の値よりも低くなることがわかる。Fig. 9 より、ジェット噴射がない場合は数値計算結果と実験結果の一致は良好である。

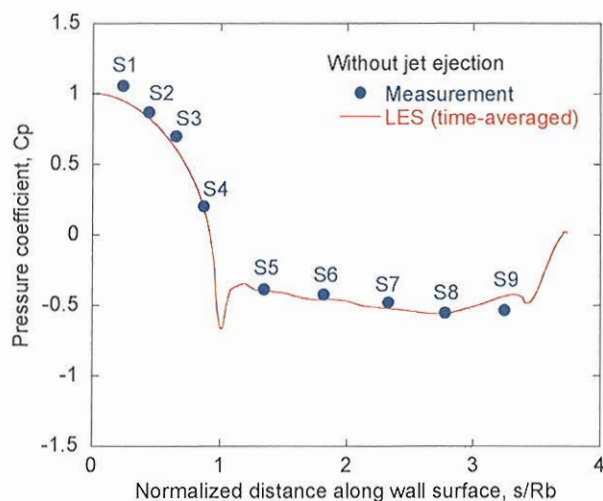


Fig. 9 ジェット噴射がない場合の圧力分布の比較

Fig. 10 よりジェット噴射がある場合では、数値解析、実験結果ともにジェット噴射がない場合に比べて機体底面付近の圧力が低いことがわかる。これはジェット噴射によって機体底面前方に発生した渦により主流が曲げられて機体後方に逸れて流れることで、結果として機体底面に働く動圧が減少したためである。一方機体側面の圧力はジェット噴射がない場合に比べて数値解析、実験結果ともに高くなっている。これはジェット噴射がない場合に見られていた機体側面の剥離が、ジェット噴射とともになくなることが

原因である。結果として、機体底面の圧力減少と機体側面の圧力上昇が Table. 2 でみられた圧力抗力の減少の原因であると考えられる。これがジェット噴射によって圧力抗力係数が減少する理由である。

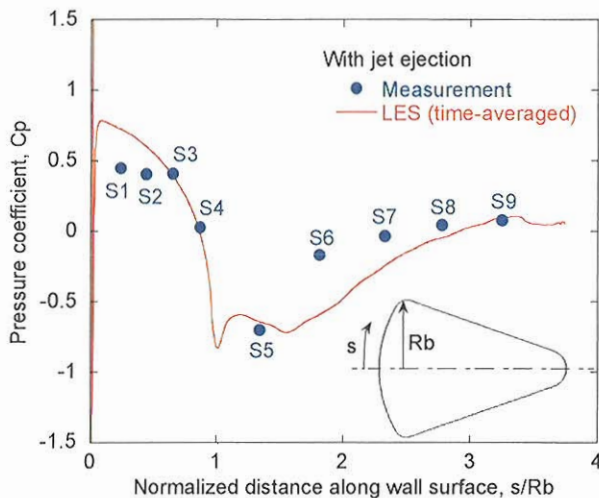


Fig. 10 ジェット噴射がある場合の圧力分布の比較

Fig. 10 から、数値解析結果は実験結果を機体底面付近では上回り、また機体側面付近では実験結果を下回っているのがわかる。これらの違いにより数値解析ではジェット噴射による圧力抗力の減少の度合いが実験結果より低くなったと考えられる。これら数値解析結果と実験結果の不一致の原因は未だわかっていないが、PIV 試験結果との比較と同様に数値解析において時間平均操作に用いたデータ数が少ないことが一因として考えられる。

4. 3 流れ場の非定常性

Fig. 11(a)(b)に数値解析によってえられた瞬時の流れ場の様子を示す。等高線は速度ベクトルの主流方向成分を表している。Fig. 7, 及び Fig. 8 と比較することにより、ジェット噴射がある場合もない場合も非定常性の強い流れ場であることがわかる。

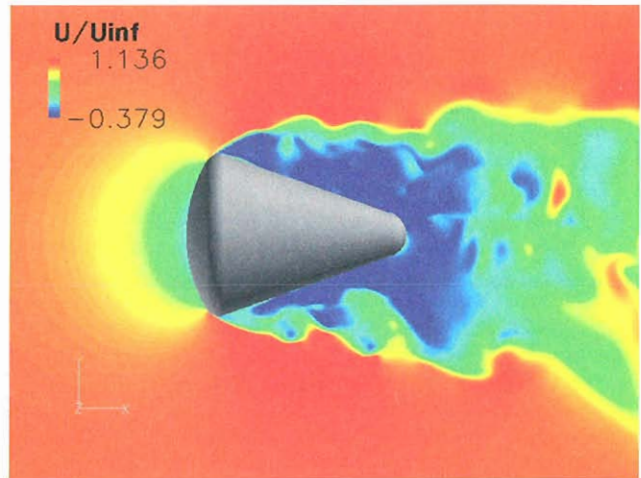
ジェット噴射がない場合とジェット噴射がある場合について微差圧計 S4 の位置における圧力のパワースペクトル密度を Fig. 12 に示す。計算結果同士の比較では、ジェット噴射によってパワースペクトル密度の振幅が大きくなるのがわかる。これはジェット噴射によって機体底面近傍の流れ場が大きく乱されているためである。ジェット噴射がある場合、数値計算によって得られたパワースペクトル密度の特徴は実験結果の特徴をよく再現している。本計算では支配的なストローハル数は約 0.25 であり、周波数では 36Hz である。この傾向は実験結果とほぼ一致している。

5. まとめ

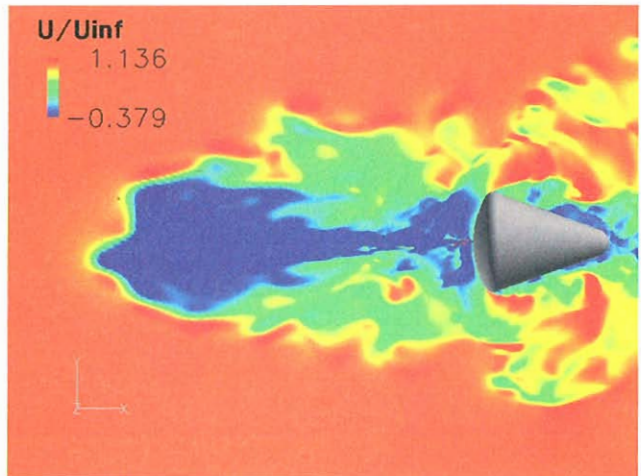
本研究ではジェット噴射による流れ場の非定常性が機体空力特性へ及ぼす影響を解明することを目的とし、本報では LES を用いて風洞試験環境流れ場の非定常数値解析を行った。実験結果との比較を通して数値解析手法の妥当性を検討した。

ジェット噴射がない場合では時間平均流れ場の様子は PIV 試験、力試験、表面圧力測定試験結果とよく一致した。しかしながらジェット噴射がある場合では機体底面付近の圧力を過大に評価し、機体側面では過小に評価した。この不一致の原因としては時間平均操作に用いたデータ数が少ないことが考えられる。また圧力のパワースペクトル密度

の比較では実験結果で得られた波形の特徴をよく再現することができた。今後は数値解析手法を実際の飛行環境に適用する予定である。



(a) ジェット噴射がない場合



(b) ジェット噴射がある場合

Fig. 11 瞬時の流れ場の速度分布

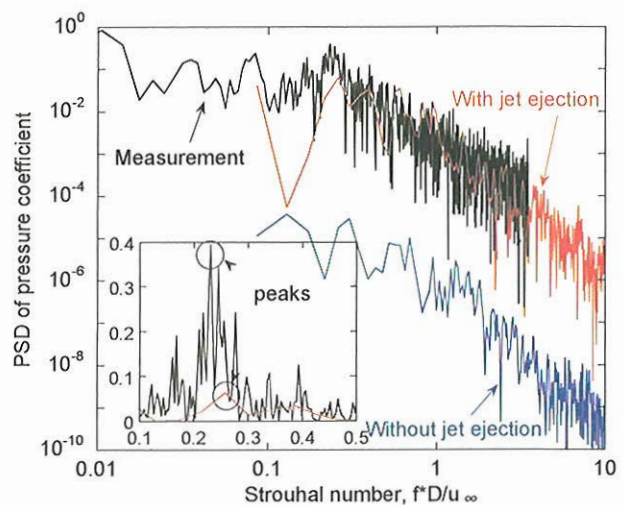


Fig. 12 圧力のパワースペクトル密度の比較

参考文献

- 1) 再使用観測ロケットワーキンググループ, 「再使用観測ロケット提案書」 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部発行 2006年3月
- 2) Inatani, Y., Naruo, Y., Ishii, N., Ogawa, H., Nonaka, S., and Yamakawa, H., "Recent Progress in Reusable Rocket Vehicle Testing Campaign," 24th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2004-g-02, 2004.
- 3) Ogawa, H., Nonaka, S., Naruo, Y., Inatani, Y., Taniguchi, H., and Aoki, H., "A System Design of Reusable Sounding Rocket," 24th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2004-g-06, 2004.
- 4) Ogawa, H., Nonaka, and Inatani, Y., "A Concept and Its Aerodynamic Design of a Sub-Orbital Reusable Rocket," 34th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, AIAA 2004-2538, 2004.
- 5) Nonaka, S., Ogawa, H., and Inatani, Y., "Aerodynamic Design Considerations in Vertical Rocket Vehicle", AIAA Paper 2001-1898, 2001.
- 6) Akita, D., "Aerodynamic Effects of Opposing Nozzle Jet on Reusable Vertical Landing Rocket," Proceeding of 23rd International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-2002-s-08, 2003, pp. 2418-2423.
- 7) Nonaka, S., Osako, Y., Ogawa, H. and Inatani, Y., "Aerodynamics of Vertical Landing Rocket Vehicle in Landing Phase," Advances in the Astronautical Sciences, Vol. 117, pp. 791-803, 2004.
- 8) Nonaka, S., Watanabe, K., Ogawa, H., Kato, H., and Inatani, Y., "Aerodynamics of Vertical Landing Rocket Vehicle with Engine Thrust in Landing Phase," AIAA Paper 2006-256, 2006.
- 9) Yamane, T., Yamamoto, K., Enomoto, S., Yamazaki, H., Takaki, R. and Iwamiya, T., "Development of a Common CFD Platform - UPACS -," Proceedings of International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics, Trondheim, Norway, 2001, pp. 257-264.
- 10) Takaki, R., Yamamoto, K., Yamane, T., Enomoto, S. and Mukai, J., "The Development of the UPACS CFD Environment," Proceedings of 5th International Symposium on High Performance Computing, 2003, pp. 307-319.
- 11) Wada, Y., and Liu, M. S., "A Flux Splitting Scheme with High Resolution and Robustness for Discontinuities," AIAA Paper 94-0083, Jan. 1994.
- 12) Smagorinsky, J., "General Circulation Experiments with the Primitive Equations," Mon. Weath. Rev., Vol. 91, No. 3, pp. 99-164.