

非対称突起付き細長物体の遷音速風洞試験

○川島勇斗, 筒井史也, 本木翔吾, 北村圭一 (横浜国立大学),
野中聡 (JAXA 宇宙科学研究所)

Transonic Wind Tunnel Test of Slender Body with Asymmetric Protuberances

Hayato Kawashima, Fumiya Tsutsui, Shogo Motoki,
Keiichi Kitamura (Yokohama National University)
and, Satoshi Nonaka (JAXA, ISAS)

Key Words: *Transonic Flow, Protuberance, Side Force, Slender Body*

Abstract: In recent years, there are many space transport spacecraft with protuberances. In this study, the effect of these protuberances on the aerodynamic characteristics of the spacecraft was investigated at the transonic wind tunnel test (force measurement and oil flow test) using slender body models with protuberances. As a result, it was found that the effect of reducing the side force at $M = 1.3$, which was due to the protuberances located on the upwind side of the center of the body, was not observed at subsonic speeds.

1. はじめに 近年, 民間主導の宇宙ビジネスが活発化し, 低コスト小型衛星の需要が高まっている [1,2]. それに伴い, 小型衛星を打上げる為の小型宇宙輸送機の需要も高まっている. 小型宇宙輸送機ではより効果的に内部スペースを確保する為, 機体外部にケーブルやダクト, 姿勢制御デバイスなどが配置され, それらが突起として機体の空力特性に影響を及ぼす. その為, 突起の空力的な影響を調査する事は飛行経路の信頼性を確保する上で非常に重要である. これに関し, マッハ 1.5 において突起が機体に与える空力的な影響についての研究が行われてきた [3-5]. これらにより, 超音速条件下において突起後流渦が機体の横力特性に影響を与える事が明らかにされた. 一方, 遷音速条件下における突起と空力特性の関係については未だ明らか

にされていない部分が多い. 遷音速域では突起により形成された衝撃波と機体表面境界層との干渉による非定常現象が生じる可能性も指摘されており, この速度域における空力特性の明確化は宇宙輸送機運航の信頼性確保の為に必須である [6]. 本研究ではこうした背景を受け, 小型宇宙輸送機を模擬した突起付き細長物体の風洞試験を行い, 遷音速域において突起が機体に与える空力的な影響及びその原因を調査する.

2. 実験方法

2.1 試験模型 本実験に用いる試験模型は先行する超音速風洞試験 [3,4] で使用されたものと同一である. Figure 1 にその概要図を示す. 模型全長 $L = 368$ mm, ノーズ半頂角 $\theta_c = 17.5^\circ$, 直径 $D = 41.5$

mmである。また模型の先端から22%位置 (Front) と55%位置 (Middle), 95%位置 (Aft)には, 突起を取り付けることが可能である。突起形状をFig. 2に示す。突起長さ l と突起高さ h は機体全長 L と機体直径 D を用いて $l/L = 0.06$, $h/D = 0.15$ である。この突起スケールはイプシロンロケット [7]のサブラストモータカバーのサイズを模擬している。さらに, 突起の周方向取り付け角度 φ はFig. 3に示すように z 軸の方向を $\varphi = 0^\circ$ として, 模型先端から見て時計回りを正方向とした。この取り付け角度 φ は 45° 刻みで変更可能である。

なお本論文では, Front位置の位相角 $\varphi = 45^\circ$ に突起を1つ取り付けた場合を「Front45」, Front位置の位相角 $\varphi = 45^\circ$ とMiddle位置の位相角 $\varphi = 135^\circ$ の2ヶ所に突起を取り付けた場合を「Front45+Middle135」などのように呼称する。

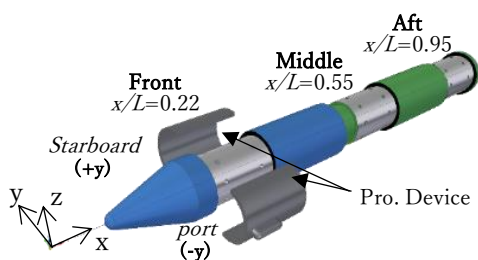


Fig. 1 Configuration of experimental model and definition of its axial position[3]

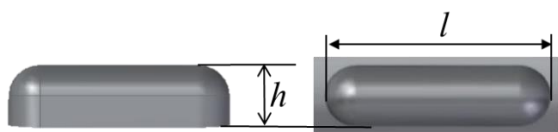


Fig. 2 Size of protuberance[3]

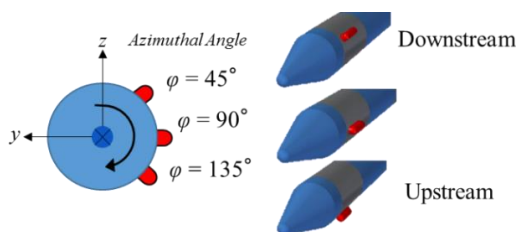


Fig. 3 Azimuthal angle of protuberance[3]

2.2 試験条件 本試験はJAXA 宇宙科学研究所の設備である遷音速風洞を使用し, 6分力測定及びオイルフロー可視化試験を行った。測定マッハ数は $M = 0.7 \sim 1.3$, 総圧は $P_0 = 150 \text{ kPa}$ である。その他試験条件をTable 1にまとめる。

Table 1 Test conditions

Mach number: M_∞ [-]	0.7~1.3
Total pressure: P_0 [kPa]	150.1
Reynolds number: Re [-]	$5.1 \sim 9.5 \times 10^6$
Total temperature: T_0 [K]	294
Angle of attack: α [degree]	15
Static pressure: T_s [kPa]	55.8 ~ 109
Static temperature: P_s [K]	223~271

2.3 試験ケース 先行研究[3]における超音速風洞試験において「Front45」において横力が著しく増大することが判明している。さらに「Middle135」突起を追加した「Front45+Middle135」では横力が1割程度低減する事も判明している[4]。本研究ではこの特性が遷音速領域でどのような挙動を示すのかについて着目する。具体的には「Front45」及び「Front45+Middle135」のそれぞれについて $M = 0.7 \sim 1.3$ における風洞試験を行い, 遷音速横力特性を調査する。

3. 数値計算手法 本研究では, 風洞試験を再現したCFD計算も併せて行うことで, より詳細な現象解明を行う。ここでは本研究に用いた数値計算手法について簡単に述べる。なお本計算の詳細事項は文献[8]に記載されている。

計算ソルバはJAXA 開発のFaSTAR[9]であり, 支配方程式は3次元圧縮性Navier-Stokes方程式である。乱流モデルはSA-noft2-R[10], 非粘性流束はSLAU[11], 制限関数はminmod[12], 勾配計算法はGreen-Gauss[13], 時間進展法はLU-SGS[14]を用い

て時間精度は2次精度とした。

また計算格子は JAXA が開発した非構造格子生成ソフト HexaGrid[15]を用いた。Figure 4 に計算格子を示す。セル数は約 4400 万セルである。計算の実行に当たっては JAXA 所有のスーパーコンピュータ「JSS2」を利用した。

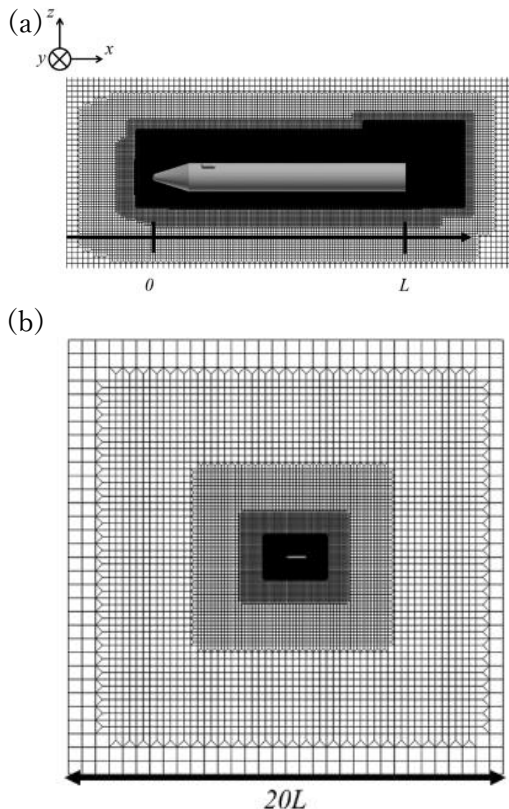


Fig. 4 Grid view (Front45):
(a) Close up (Body), (b) Overview.

4. 計算結果の妥当性 初めに計算結果の妥当性の確認として、風洞試験結果と CFD 結果の比較を行う。Figure 5 に本試験の代表ケースである「 $M = 1.3$, Front45」の(a)CFD 結果（機体表面： C_p , 表面流線, 機体周囲：密度勾配）及び(b)風試結果（機体周囲：Schlieren 法による密度勾配の可視化）を示す。これらの比較より突起部に生じる衝撃波の位置が定性的に一致していることが分かる。

また Fig. 6 は「Front45」における横力係数とマ

ッハ数の関係について、CFD 結果と風試結果を示したグラフである。この結果から CFD 結果と風試結果が定量的にも良く一致していることが分かる。

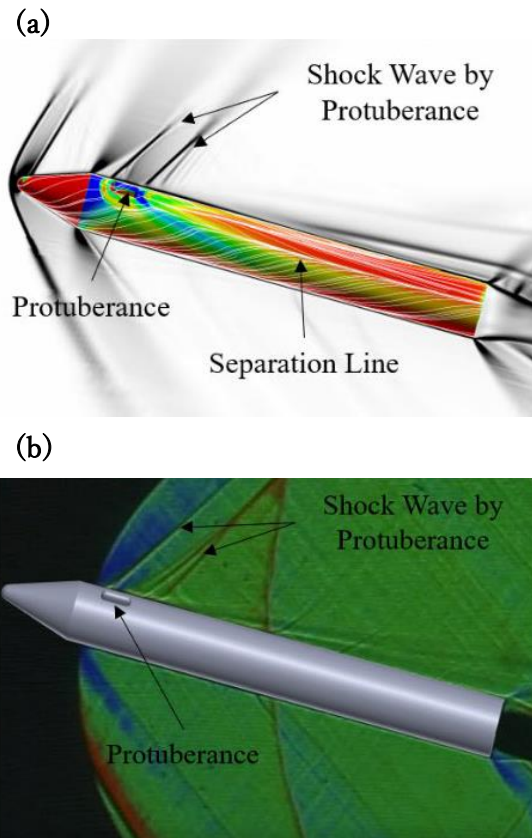


Fig. 5 Comparisons of shock waves:
(a) CFD result (density gradient),
(b) Wind tunnel test (schlieren method).

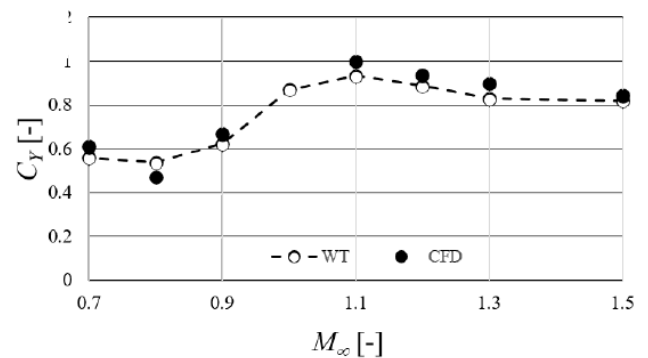


Fig. 6 Side force coefficient C_Y (Front45)

5. 結果と考察 Figure 7 は、「Front45」及び「Front45+Middle135」の横力係数とマッハ数の関係を示したグラフである。この結果より「Front45」突起形態に「Middle135」突起を追加すると、①遷音速域では横力に変化はほとんど見られない事、②超音速域では横力が一割程度低減している事が分かる。本論文では、この①及び②の発生原因について解明を試みる。

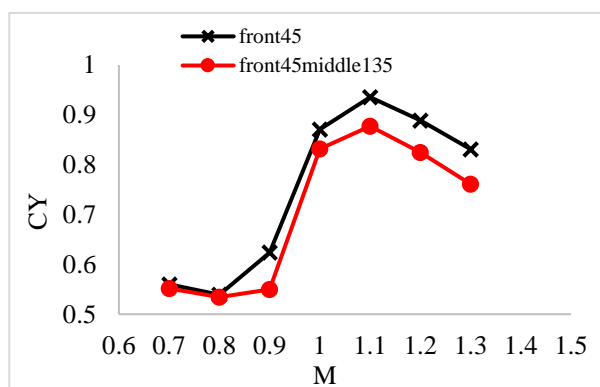


Fig. 7 Side Force Coefficient C_Y

5.1 オイルフロー可視化結果 Figure 8 及び 9 は風洞試験により取得したオイルフロー可視化結果である。初めに Fig. 8 「Front45」について、この結果からは(a) $M = 0.7$ と(b) $M = 1.5$ [4]について、Front45 突起で発生する衝撃波以外、大きな違いが無いことが分かる。また Fig. 9 「Front45+Middle135」についても、Front45 突起、Middle135 突起それぞれから発生する衝撃波以外、大きな違いは無いことが分かる。

5.2 CFD 結果 そこで本研究では同ケースに対応する CFD 計算を行うことで詳細な渦構造解明を試みた。Figure 10 は $M = 1.3$ における(a) Q 値等値面と(b) $x/L = 0.9$ 断面における渦度を示したグラフである。この結果から $M = 1.3$ では、「Front45+Middle135」において Middle135 突起から発生する後流渦①が、「Front45」では発生していないことが

推察される。

一方 Fig. 11 は $M = 0.7$ における(a) Q 値等値面と(b) $x/L = 0.9$ 断面における渦度結果を示したグラフである。この結果では渦①が Fig. 10 と比べて未発達段階である事が分かる。

つまり $M = 1.3$ にて発達した渦①は、Front45 突起自身が作る右舷方向の力と逆向き(左舷方向)の力を発生させ、結果として横力を低減させたと考えられる。

なお Fig. 12 は局所横力係数(任意の機体断面における横力係数)を CFD 計算から取得したグラフである。黒線が「Front45」、赤線が「Front45+Middle135」をそれぞれ示し、また実線が $M = 1.3$ 、破線が $M = 0.7$ をそれぞれ示している。

このグラフからも、Middle135 突起より後流側(特に $x/L > 0.8$)において、「Front45+Middle135, $M = 1.3$ 」が「Front45, $M = 1.3$ 」に比べて横力が低減し、一方で「Front45+Middle135, $M = 0.7$ 」と「Front45, $M = 0.7$ 」は横力に大きな差が生じていないことが確認できる(図中緑枠)。

6. 結論 本研究では突起付き細長物体に対する遷音速風洞試験及びそれを再現した CFD 計算を行うことで、以下の知見を得た。

- 遷音速風洞試験とそれを再現した CFD 計算は、定性的かつ定量的に良く一致した。
- 機体前方風下側にのみ突起を取り付けた「Front45」単一突起形態に対し、(同じ左舷側に) Middle135 突起(機体中央風上側)を追加しても、各速度域において横力が増大することは無い。むしろ超音速域では横力が 1 割程度低減した。
- 上記の現象は、以下の 2 点に依る。
 - ① Middle135 突起後流渦による横力(左舷方向)は Front45 突起後流渦による横力(右舷方向)と逆向きである。
 - ② 亜音速では Middle135 突起後流渦が未発達で

あり、全機横力には寄与しないが、超音速ではこれが発達する. その結果として全機横力が1割程度低減した.

- 本研究のように突起配置と横力 の関係を理解する事は、設計の段階で極端な横力が発生する状況を避けたり、ピーク値を抑制したりする為に有益と考えられる.

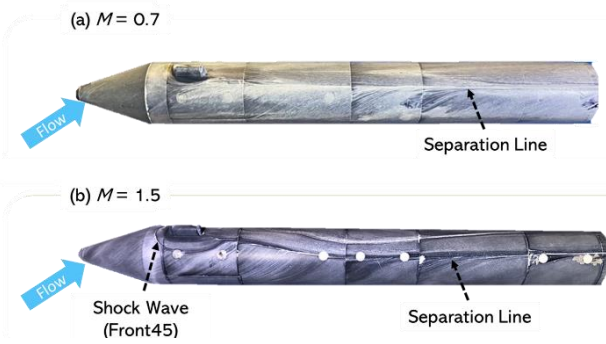


Fig. 8 Oil flow visualizations in case of “Front45”:

(a) $M = 0.7$, (b) $M = 1.5$ [4].

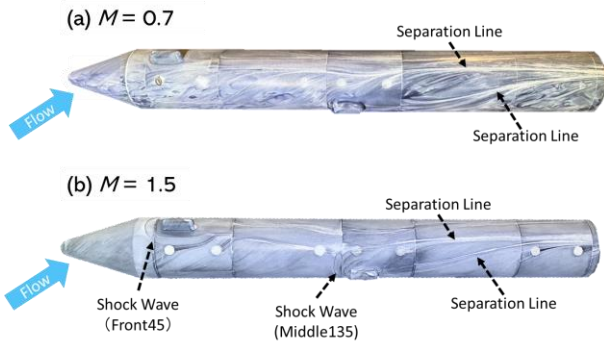


Fig. 9 Oil flow visualizations in case of “Front45+Middle135”:

(a) $M = 0.7$, (b) $M = 1.5$ [4].

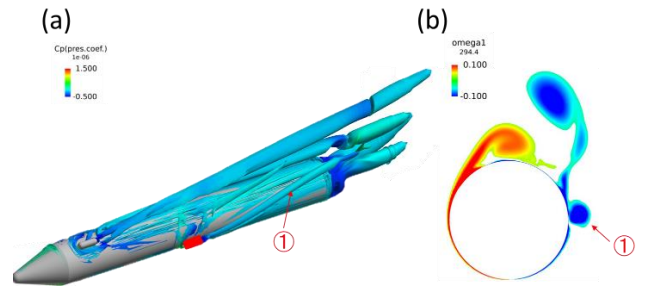


Fig. 10 CFD results at $M = 1.3$:

(a)Vortex structure, (b)Vorticity ($x / L = 0.9$)

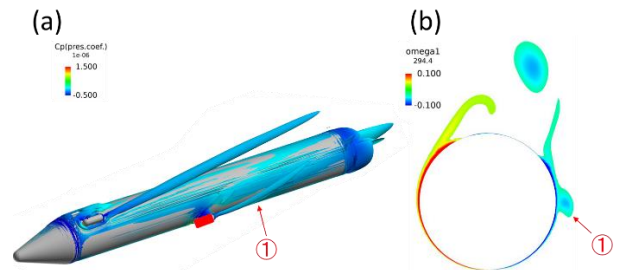


Fig. 11 CFD results at $M = 0.7$:

(a)Vortex structure, (b)Vorticity ($x / L = 0.9$)

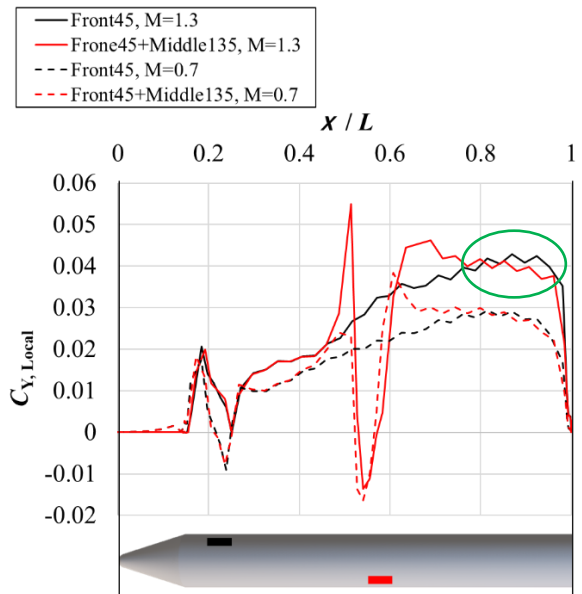


Fig. 12 Local Side force coefficient profiles

7. 謝辞 本研究における実験では JAXA 宇宙科学研究所の遷音速風洞を利用した。また CFD 計算では JAXA 製非構造格子生成ソフト HwxaGrid, JAXA 開発の計算ソルバ FaSTAR, JAXA スーパーコンピュータシステム「JSS2」を利用した。この場をお借りし謝辞申し上げる。

8. 参考文献

- [1] Gamble, K.B. and Lightsey, E.G., “Decision Analysis Tool for Small Satellite Risk Management,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 53, No. 3, pp. 420–432, 2016.
- [2] Casalino, L., Pastrone Sutliff, D. and Masseni, F., “Optimization of Hybrid Rocket Engines for Small Satellite Launchers,” 2008 Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 2008-4926, 2008.
- [3] Kawauchi, K., Harada, T., Kitamura, K., and Nonaka, S., “Experimental and Numerical Investigations of Slender Body Side Force with Asymmetric Protuberances,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 56, No. 5, pp. 1346-1357, 2019.
- [4] 瀧本浩之, 高木雄哉, 筒井史也, 北村圭一, 野中聡, “非対称・複数突起を有する細長物体横力特性の実験”, 令和元年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2019.
- [5] 筒井史也, 高木雄哉, 瀧本浩之, 北村圭一, 野中聡, “非対称に配置された 2 つの突起を有する細長物体の空力解析”, 第 64 回宇宙科学技術連合講演会, 国内 (オンライン), 2020.
- [6] Panda, J., Martin, F. W., and Sutliff, D. L., “Estimation of the Unsteady Aerodynamic Load on Space Shuttle External Tank Protuberances from a Component Wind Tunnel Test”, AIAA 2008-232, 2008.
- [7] K. Kitamura, S. Nonaka, K. Kuzuu, J. Aono, K. Fujimoto, and E. Shima, “Numerical and Experimental Investigations of Epsilon Launch Vehicle Aerodynamics at Mach 1.5,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 50, No. 4, pp. 896–916, Jul. 2013.
- [8] 本木翔吾, “非対称突起を有する細長物体の遷音速空力特性の数値解析”, 令和 2 年度横浜国立大学卒業論文, 2021.
- [9] 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 坂下雅秀, ラフル・パウルス, “高速な非構造格子流体ソルバ FaSTAR の開発”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.63, No.3, pp. 99-105, 2015.
- [10] P. Spalart and S. Allmaras, “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows”, AIAA paper 1992-439, 1992.
- [11] E. Shima, K. Kitamura, “Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds”, *AIAA Journal*, Vol.49, No.8, pp.1963-1709, 2011.
- [12] Roe, P. L., “Characteristics-Based Schemes for the Euler Equations,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol.18, pp. 337–365, 1986.
- [13] D. J. Mavriplis, “Revisiting the Least-Squares Procedure for Gradient Reconstruction on Unstructured Meshes”, AIAA paper 2003-3986, 2003.
- [14] K. Kitamura, E. Shima, K. Fujimoto, Z. J. Wang, “Performance of Low-Dissipation Euler Fluxes and Preconditioned LU-SGS at Low Speeds,” *Commun Comput Phys.*, Vol.10, No.1, pp. 90-119, 2011.
- [15] A. Hashimoto, K. Murakami, T. Aoyama, K. Yamamoto, M. Murayama, and R. Lahur, “Drag Prediction on NASA CRM Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method”, *Journal of Aircraft*, Vol.51, No.4, pp. 1244-1267, 2014.