

非対称に配置された複数突起を有する 細長物体の遷音速風洞試験

○筒井史也, 本木翔吾, 安村祐哉, 北村圭一 (横浜国立大学大学院),
野中聡 (宇宙航空研究開発機構)

Transonic Wind Tunnel Test of Slender Body with Asymmetric Multiple Protuberance

Fumiya Tsutsui, Shogo Motoki, Yuya Yasumura, Keiichi Kitamura
(Graduate School of Yokohama National University),
and Satoshi Nonaka (Japan Aerospace Exploration Agency)

Key Words: Protuberance, Side Force, Transonic Flow

Abstract

Multiple protuberant devices are attached to the surface of small launch vehicles designed for launching small and/or nanoscale artificial satellites. In the case where multiple protuberances are mounted non-axisymmetrically on the vehicle, a complicated vortex structure is caused, and side force is induced. In this study, the transonic aerodynamic characteristics of the slender-bodied vehicle with multiple protuberances were experimentally investigated. The condition of the wind tunnel tests is $M_\infty = 0.7 \sim 1.3$, $Re = 5.1 \sim 9.5 \times 10^6$, and the angle of attack 15° . As a result, it was revealed that the reduction of the side force by attaching a protuberance to the leeward side of the middle of the vehicle observed at supersonic regime, was not observed at Mach 0.7, but rather induced side force was increased.

1. 緒言

近年、国が主体となる宇宙輸送プロジェクトに代わって、民間企業が主導する宇宙ビジネスが活発化しており、これに伴って小型・超小型人工衛星の打上げ需要が高まっている^{1,2)}。これらを低コストかつ高頻度で輸送するための手段として、宇宙輸送機の小型化が進められている。こうした小型輸送機はペイロードに応じた設計要件を満たす必要があり、従来は機体内部に内蔵されていた姿勢制御デバイスや燃料フィードパイプ等の突起物が機体表面に複数取り付けられるケースが増えている。こうした複数の突起物は、機体周囲の流れ場、ひいてはその空力特性に影響を及ぼすことが知られている³⁾。また突起物の形状・位置・数などはプロジェクトごとに異なっており、これを体系的に整理することで設計の上流工程から、突起が機体の空力特性に与える影響を予測でき、設計コストの削減が期待できる。

こうした、複数の突起物が機体周囲の流れ場や空力に及ぼす影響について、特にマッハ 1.5 の条件下における調査

が行われてきた⁴⁾。これによると、超音速条件下では、突起の後流渦が機体の横力特性に影響を及ぼすことが明らかにされた。一方で、遷音速条件下においては複数の突起物の配置と空力との関係については十分に調査が行われていない。衝撃波の非定常な振動などが生じる可能性もあることから、この速度域における空力特性の調査は、宇宙輸送機の信頼性を確保する上で非常に重要である⁵⁾。

本研究では、2つの突起物を細長物体の様々な個所に配置した際の横力特性に着目し、先行研究⁴⁾で用いられたものと同一の模型を用いて風洞試験を行う。突起配置については、単一突起の場合に発生する横力が最大となった突起位置をベースラインとし、2つ目の突起物を異なる位置に追加装着して試験(力測定)を行う。これにより、2つ目の突起の追加装着が、横力へ及ぼす影響を調査することが本研究の目的である。さらに、機体周囲の流れ場については、シュリーレン法およびオイルフロー可視化試験により得られた画像を用いて考察を行う。

2. 実験方法

本試験は宇宙科学研究所の設備である測定断面 $60 \text{ cm} \times 60 \text{ cm}$ の遷音速風洞を使用した。この風洞は吹下ろし型で、一様流マッハ数 $M_\infty = 0.7 \sim 1.3$ 、模型全長に基づくレイノルズ数 $Re = 5.1 \sim 9.5 \times 10^6$ 、総圧 $P_0 = 150.1 \text{ kPa}$ で試験を行った。詳しい実験条件は Table 1 にまとめる。

力測定は内挿天秤を用い、サンプリング周波数 1000 Hz とした。またオイルフロー試験の通風時間は 15 秒間 とした。オイルの配合はおおよそ、酸化チタン : パラフィン : オレイン酸 : 灯油 = $8 : 1 : 1 : 15$ となるように行った。シュリーレン光学系はキセノンランプ光源、平面鏡、凹面鏡、高速度カメラを用いて、風洞テストセクション両側面のガラス窓から可視化した。

Fig. 1 に試験模型を示す。これは Kawauchi ら⁴⁾、および川島ら⁹⁾の実験で使用されたものと同じである。模型全長 $L = 368 \text{ mm}$ 、先端部半頂角 $= 17.5^\circ$ 、直径 $D = 41.5 \text{ mm}$ である。この細長物体の先端から $x/L = 0.22$ 位置 (Front)、 $x/L = 0.55$ 位置 (Middle)、 $x/L = 0.95$ 位置 (aft) にそれぞれ溝を作り、突起を取り付けられるようにしている。突起形状については、Fig. 2 に示すとおりである。突起長さ $l = 0.06L$ 、突起高さ $h = 0.15D$ であり、この大きさはイブシロンロケット³⁾のサブスラストモータカバーのサイズを模擬している。突起の周方向取り付け角度 φ については、Fig. 3 に示すように、 z 軸を 0° とし、模型を先端から見て時計回りを正方向とした。突起は 45° 刻みで取り付け角度を変化させることができる。

模型を支持するスティングは直径 25 mm 、 15° の曲がりスティングであり、迎角の変更は行わず、 $\alpha = 15^\circ$ で固定とする。

突起の取り付け位置については、例えば Front 位置 45° 位相に突起を 1 つ取り付けただけの場合を“F45”，Front 位置 45° 位相と Middle 位置 90° 位相に突起を 2 つ取り付けただけの場合を“F45_M90”などと呼称する。Fig. 4 に主に議論の対象とするケースのモデル図を示す。

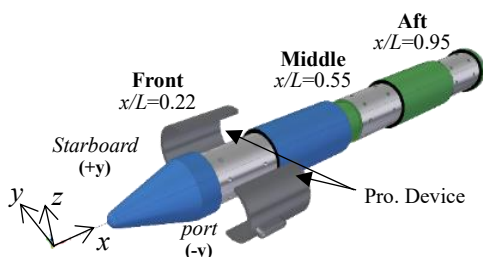


Fig. 1 Configuration of experimental model and definition of its axial position⁴⁾.

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 [$^\circ$]	15
Static pressure: P_s [kPa]	55.8 ~ 109
Static temperature: T_s [K]	223 ~ 271

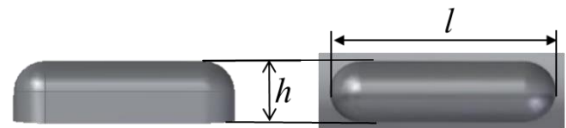


Fig. 2 Size of protuberance⁴⁾.

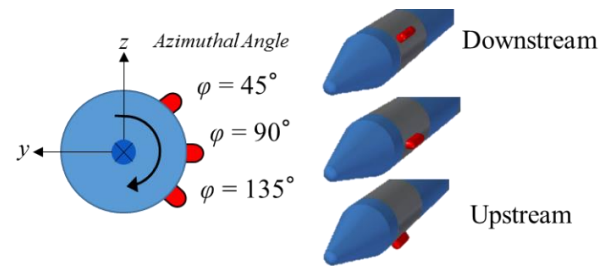


Fig. 3 Azimuthal angle of protuberance⁴⁾.

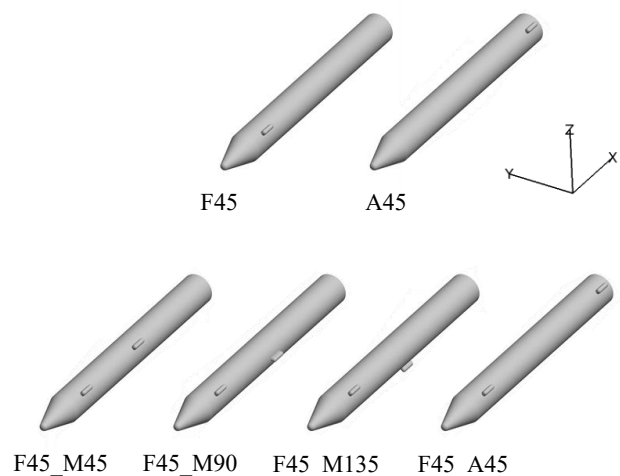


Fig. 4 Test cases.

3. 検証

本試験と、比較対象である川島ら⁶⁾が行った試験の F45 試験ケース (主流マッハ数 $M_\infty = 0.7$, 機体迎角 $\alpha = 15^\circ$) における力計測結果を Table 2 に示す. Table 2 を見ると両者の軸力係数 C_A の誤差は 3.3%, 横力係数 C_Y の誤差は 2.7% となっており, 定量的に再現性が取れていることが確認できた. 続いて, オイルフロー可視化結果を用いた定性的な比較を Fig. 5 に示す. なお, これについては過去の実験結果と完全に一致する条件での可視化結果が存在しないため, 川島ら⁶⁾の F45 と本試験の F45_A45 を比較する. Fig. 5 によると, Aft 部においては流れ場の差異が認められるものの, それより上流側では両ケースの代表的な剥離線の位置は一致しており, Front 突起周りの馬蹄渦の位置も一致している. このことから, 本試験は定性的にも再現できていると確認される.

Table 2 Aerodynamic six coefficients.

	C_A	C_Y	C_N	C_l	C_m	C_n
Ref. 6)	0.364	0.584	0.977	0.000	0.277	0.189
Experiment	0.376	0.600	0.962	0.000	0.268	0.200

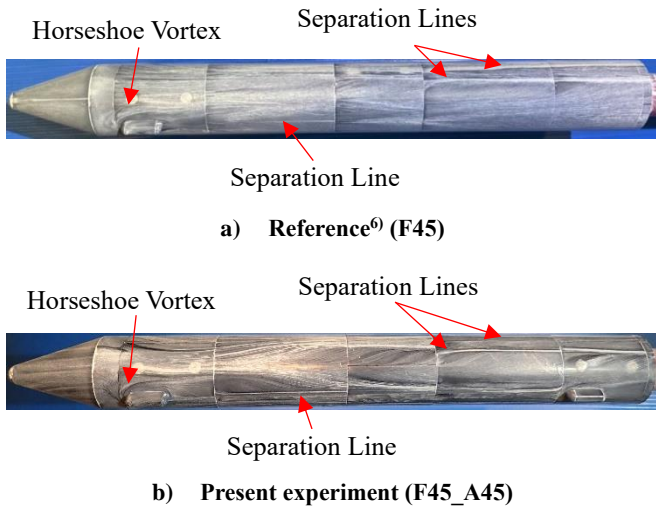


Fig. 5 Comparison of oil flow patterns (viewed from the +z side).

4. 結果と考察

4.1 Front-Middle 複数突起

まず, フェアリング付近の風下側 (Front45°位置) に加え, 機体中央部 (Middle) の様々な周方向位置に突起を追加装着したケースについて議論する. Fig. 6 に Front45°位置および Middle の各位相に突起を有するケースの横力係数とマッハ数の

の関係を示す. これによると, いずれのマッハ数においても F45_M90 は F45 単一突起と比べて横力が増大, F45_M135 では横力が減少している. これらはマッハ 1.5 の場合の先行研究⁷⁾と同じ傾向である. 一方で, F45_M45 については, 超音速側 ($M_\infty = 1.3$) で F45 単一突起より 2.5%横力が減少 (ほぼ維持) しているのに対し, 亜音速側 ($M_\infty = 0.7$) では 14%横力が増大している. このように, 同じ突起配置であるにも関わらず, 速度域により横力の傾向が異なっている. その原因について, オイルフローによる可視化結果を用いて考察を行う.

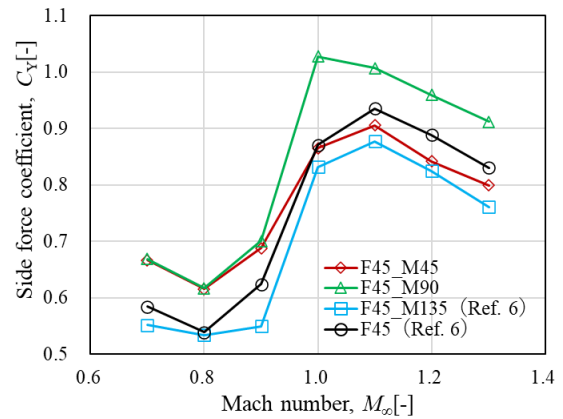


Fig. 6 Mach number vs Side force coefficient for Front-Middle cases.

Fig. 7 には超音速側 ($M_\infty = 1.3$) および亜音速側 ($M_\infty = 0.7$) の F45 および F45_M45 のオイルフローを載せる. これらによると, 各速度域において, Front 部から Middle 部の間では, F45 と F45_M45 の流れ場の顕著な違いは認められず, 主に Middle 突起部より後方の左舷側 (図の下側) において差異が生じている. これ以降は突起部および機体後方の左舷側のオイルフローに着目して考察を行う.

Fig. 8 には F45_M45 における, Middle 突起周辺のオイルフローを示す. これによると, 超音速側 ($M_\infty = 1.3$), 亜音速側 ($M_\infty = 0.7$) とともに Middle 突起を取り囲むように剥離領域が形成されていることが分かる. この領域では剥離の影響で流れが澱み, 高圧となっていると考えられ, 左舷 (突起側) から右舷 (突起のない側), すなわち y 方向へ機体を押す正の横力が作用すると考えられる. 従って, F45_M45 の Middle45°突起付近においては, 速度域に依らず, F45 単一突起よりも横力が増大すると考えられる.

続いて, 機体後方のオイルフローに着目する. Fig. 9 には超音速側 ($M_\infty = 1.3$), Fig. 10 には亜音速側 ($M_\infty = 0.7$) における左舷側・機体後方のオイルフロー可視化結果を, Fig. 11 には

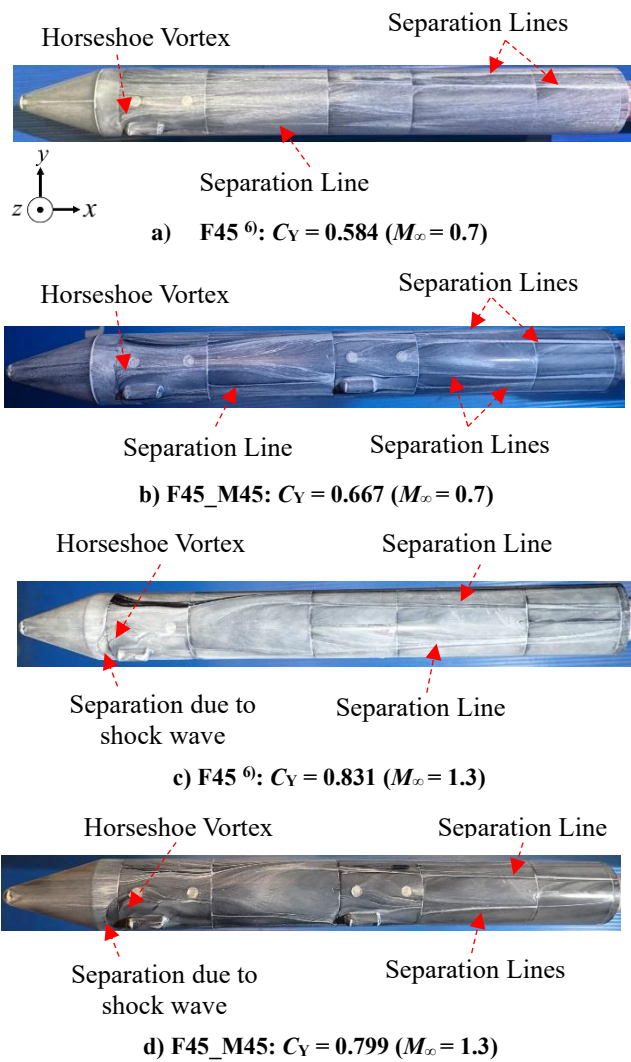


Fig. 7 Overview of oil flow images viewed from +z side.

機体後方の断面における渦構造の模式図を示す。

Fig. 10c, dによると、超音速側においてはF45_M45の風下側(図中の付着線RとMiddle突起後流渦の剥離線 S_{m-wake} の間)に、機体横断方向(図の縦方向)の流れが見られる。これは、強い旋回成分を有するMiddle突起後流渦(図11b)の剥離点 S_{m-wake} から生じている渦が機体近傍に存在している影響だと考えられる。このような渦の渦中心は強い負圧を有する。つまり、超音速側($M_\infty = 1.3$)のF45_M45ケースでは、機体後方の左舷側において機体が渦中心側に、すなわち-y側へ引張られることで、局所的に、F45よりも横力が減少すると考えられる。一方で、Fig. 9c, dに示した亜音速側($M_\infty = 0.7$)のF45_M45では、図中のR~ S_{m-wake} の領域におけるオイルフローは軸方向流れが支配的である。よって超音速側($M_\infty = 1.3$)と比較してMiddle突起後流渦の影響とその横力低減効果は小さいと見られ、亜音速側ではMiddle突起後流渦に起因した機

体後方での横力低減は顕著ではないとみられる。

以上の考察について、次のようにまとめる。

- F45_M45のMiddle突起周辺では、突起周りの剥離領域(高圧)の影響で、亜音速・超音速ともにF45単一突起よりも、横力が増大する。
- F45_M45の機体後方では、超音速側でのみMiddle突起後流渦の影響でF45単一突起よりも横力が減少し、Middle突起部での横力増大を相殺する。
- 以上の理由により、F45_M45はF45単一突起と比べ、亜音速側：横力増大、超音速側：横力微減(ほぼ維持)となり、同一の突起配置であっても速度域によりその傾向が異なる。

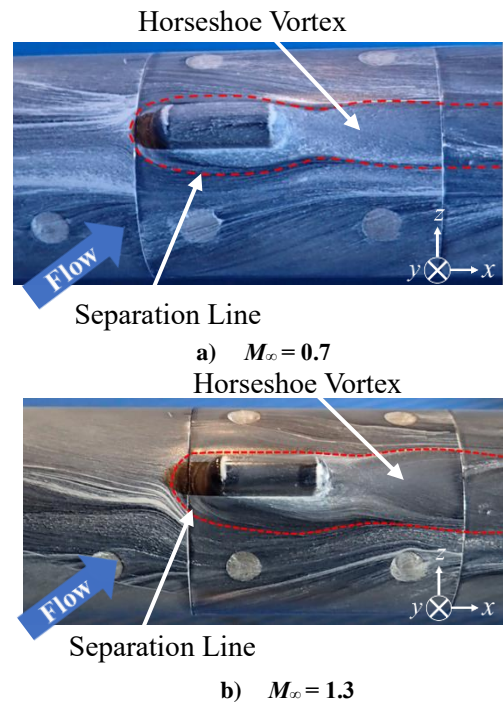
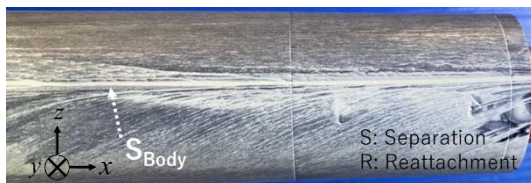
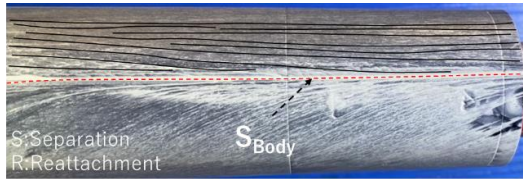


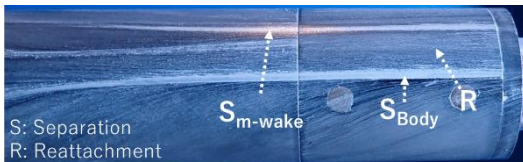
Fig. 8 Flow field around the protuberance at Middle 45° position.



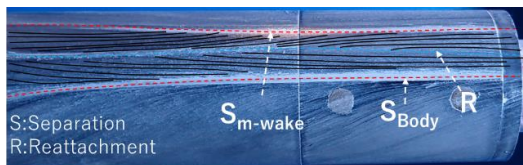
a) F45⁽⁶⁾ ($M_\infty = 0.7$)



b) F45⁽⁶⁾ ($M_\infty = 0.7$) with schematic diagram

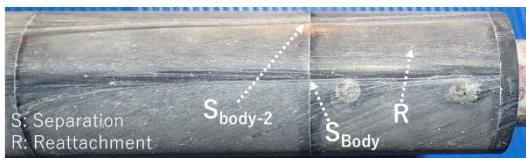


c) F45_M45 ($M_\infty = 0.7$)

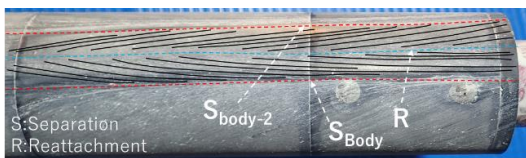


d) F45_M45 ($M_\infty = 0.7$) with schematic diagram

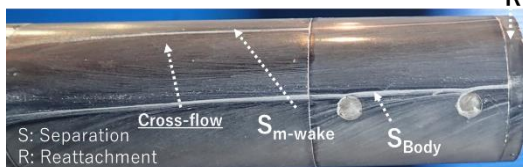
Fig. 9 Oil flow images on the portside at the aft of the body (Mach 0.7).



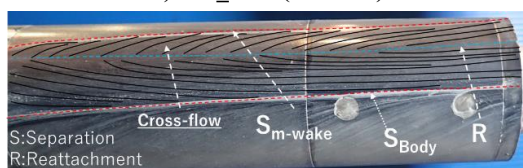
a) F45⁽⁶⁾ ($M_\infty = 1.3$)



b) F45⁽⁶⁾ ($M_\infty = 1.3$) with schematic diagram



c) F45_M45 ($M_\infty = 1.3$)



d) F45_M45 ($M_\infty = 1.3$) with schematic diagram

Fig. 10 Oil flow images on the portside at the aft of the body (Mach 1.3).

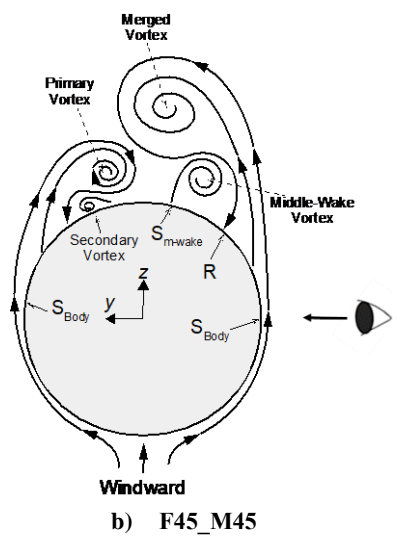
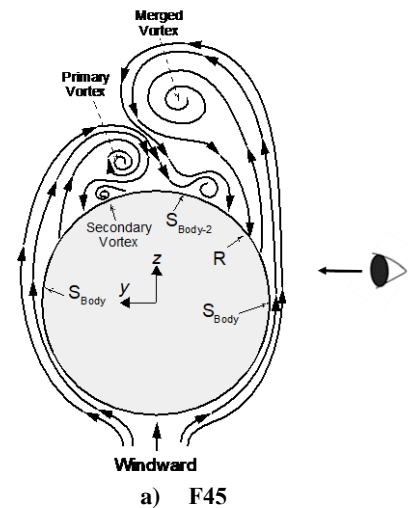


Fig. 11 Schematic diagram of the vortex structure.

4.2 Front-Aft 複数突起

続いて、Front45°位置に加え、機体後方 (Aft) に突起を追加したケースについて議論する。Fig. 12 には Front45°位置および Aft 位置に突起を有するケースにおける、横力係数 C_Y のマッハ数変化を示す。亜音速側の $M_\infty = 0.7$ および超音速側の $M_\infty = 1.3$ に着目すると、F45 の横力と比べて、

- F45_A45 : $M_\infty = 0.7$ で 4.9%, $M_\infty = 1.3$ で 5.5% 増大
- F45_A90 : $M_\infty = 0.7$ で 3.3%, $M_\infty = 1.3$ で 4.1% 増大
- F45_A135 : $M_\infty = 0.7$ で 1.9%, $M_\infty = 1.3$ で 0.1% 減少

となった。いずれも、同一の突起配置であれば F45 に対する横力の増減に、速度域により顕著に異なる傾向は見られない。そのため、本稿では超音速側 ($M_\infty = 1.3$) で F45 に対し横力が最も増大した、F45_A45 のオイルフロー可視化結果に着目して考察を行う。

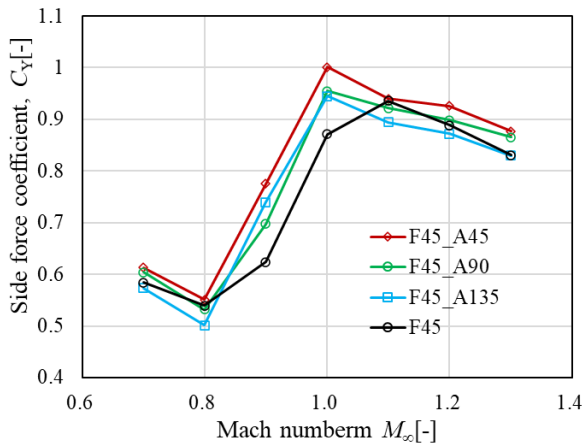


Fig. 12 Mach number vs Side force coefficient for Front-Aft cases.

Fig. 13 には F45 単一突起, A45 単一突起および F45_A45 のオイルフロー全体図 (機体を真上から見ている) を示す. F45 (Fig. 13a) と F45_A45 (Fig. 13c) を比較すると Aft 突起よりも前方側で流れ場に顕著な差異は認められない. さらに, Aft 単一突起 (Fig. 13b) については, Aft 突起部より前方ではオイルフローが対称な分布となっており, 対称な流れ場となっていることが分かる. すなわち Aft 単一突起については, 主に Aft 部周辺で正の横力が生成されているということである. 続いて Fig. 14 には, A45 単一突起および F45_A45 の Aft 突起周囲のオイルフローを示す. A45, F45_A45 とともに Aft45 突起周囲の流れ場の構造は類似しており, 突起周囲に流れの剥離が生じていることが分かる. この領域においても, 前述の 4.1 節と同様, 流れが澁み, 高圧となっていることが考えられ, 局所的に左舷 (突起側) から右舷 (突起のない側) への正の横力が発生すると考えられる. さらに, A45, F45_A45 とともに突起周囲に馬蹄渦が発生することが確認できるが, 突起が機体ベース部にほど近いことから他の渦との干渉の影響もすくなく考えられる.

以上の考察について次のようにまとめる.

- F45 単一突起と F45_A45 では Aft 部以外に流れ場に顕著な差が見られない.
- A45 単一突起では, Aft 部より前方で流れ場が対称であり, Aft 突起部でのみ横力が生じていると考えられる.
- A45 単一突起, F45_A45 の Aft 突起周囲の流れ場は類似しており, この領域では同じメカニズム (剥離による高圧領域の形成) によって, 横力が増大している.

以上を考慮すると “F45_A45 は F45 単一突起と A45 単一突起の, 現象の単純和になっている” と考えることができる.

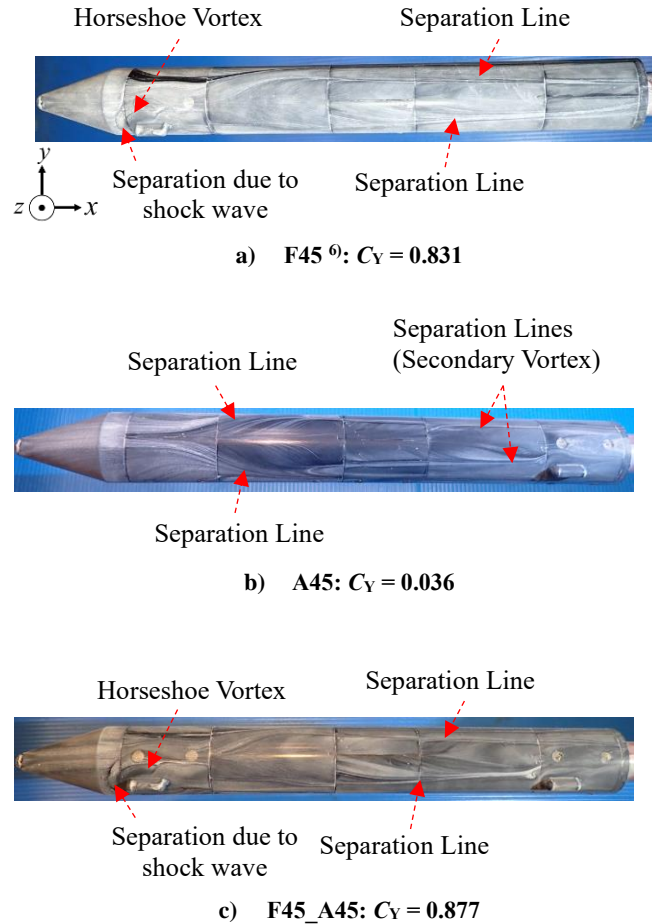


Fig. 13 Overview of oil flow images viewed from +z side.

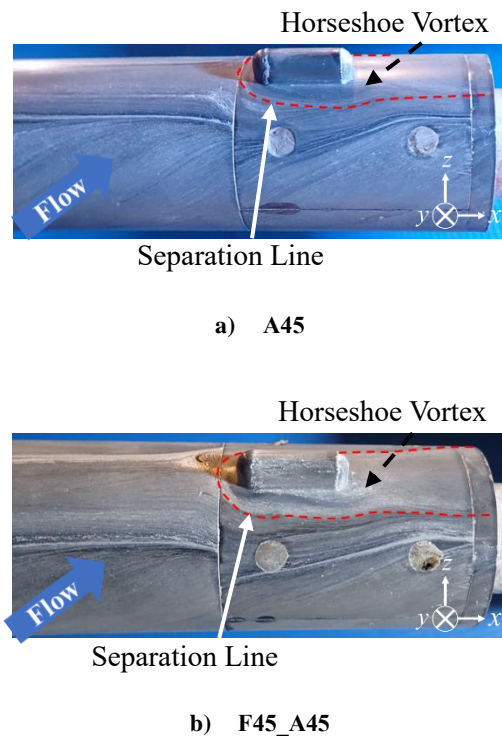


Fig. 14 Flow field around the aft protuberance.

5. 結論

本研究では一般的なロケットを模した細長比 8.9 の細長物体に対し、2 つの突起を非対称に取り付けて遷音速風洞試験（マッハ数 $M_\infty = 0.7 \sim 1.3$ ，レイノルズ数 $Re = 5.1 \sim 9.5 \times 10^6$ ）を行った。単一突起の場合を対象とした先行研究において、迎角は 15° ，突起位置は機体前方（先端から機体全長の 22% 位置，Front と呼ぶ）の風下側とした場合に最大の横力が発生した。このケースをベースラインとして、2 つ目の突起を機体中央部（Middle）および機体後部（Aft）に追加装着し、実験を行った。その結果、特に突起配置・マッハ数・横力の関係性について、以下のような傾向が得られた。

1. Front-Middle 複数突起

- Front 突起，Middle 突起ともに風下側に装着した場合の横力係数について、同じ突起配置であっても速度域によって異なる傾向（Front 単一と比べて、亜音速側：14% 増大，超音速側：2.5% 減少）となった。
- これは，Middle 突起から生じる後流渦の影響（横力減少に寄与）が亜音速側ではほぼ見られず，超音速側では顕著に現れているためである。

2. Front-Aft 複数突起

- Front 突起，Aft 突起ともに風下側に装着した場合は，Front 突起単一の場合よりも横力が 5.5% 増大した。
- Front：風下側 + Aft：風下側の場合（Front-Aft 複数突起）では，Aft 突起のみを機体風下側に装着したケースと，Aft 突起周囲の流れ場が類似しており，その後流渦の他の渦との干渉も見られないことから，Front 単一突起および Aft 単一突起の現象の単純和になっていると考えることが出来る。

謝辞

本研究では，JAXA 宇宙科学研究所（ISAS）の高速気流総合実験設備（遷音速風洞）を使用させていただいた。風洞の運用および試験準備に関しては，山内智史氏（IHI エアロスペースエンジニアリング），森吉貴大氏（JAXA 宇宙科学研究所）にご協力いただいた。紙面を借りて，ここに感謝申し上げる。

<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) Kitamura, K., Nonaka, S., Kuzuu, K., Aono, J., Fujimoto, K., and Shima, E., “Numerical and Experimental Investigations of Epsilon Launch Vehicle Aerodynamics at Mach 1.5,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 50, No. 4, 2013, pp. 896-916.
- 4) 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, 2019, pp. 1346-1357.
- 5) 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.
- 6) 川島勇斗，筒井史也，本木翔吾，北村圭一，野中聡，“非対称突起付き細長物体の遷音速風洞試験”，宇宙航行の力学シンポジウム，講演原稿，2020年12月14日。
- 7) Tsutsui, F., Takagi, Y., Takimoto, H., Kitamura, K., and Nonaka, S., “Numerical Analysis on Aerodynamic Characteristics of Slender Body with Asymmetric Double Protuberance,” AIAA-2021-0137, AIAA SciTech Forum 2021, Virtual Event, Jan. 2021.