

非対称・複数突起を有する細長物体横力特性の実験

○瀧本浩之, 高木雄哉 (横浜国立大学大学院),
筒井史也, 北村圭一 (横浜国立大学), 野中聡 (JAXA 宇宙科学研究所)

Experimental Study of Side Force on Slender Body with Asymmetric Multiple Protuberance

Hiroyuki Takimoto, Yuya Takagi (Graduate School of Yokohama National University),
Fumiya Tsutsui, Keiichi Kitamura (Yokohama National University)
and, Satoshi Nonaka (JAXA, ISAS)

Key Words : Protuberance, Side Force, Supersonic Flow

Abstract

In recent years, as spacecraft have become smaller, their cables and devices have been moved from interior to exterior of their mainbody for enough internal space needed for payloads and tanks. However, characteristics of aerodynamic forces generated by such external protuberances had not been systematically studied before *Kawauchi et al.*⁵⁾, who surveyed the influences of single protuberance but lacked investigations on multiple protuberance cases. In this study, therefore, we attached the multiple protuberance to the slender bodied spacecraft. The condition of the wind tunnel tests is $M_\infty = 1.5$, $Re = 1.1 \times 10^7$, and the angle of attack 15° . Compared to the single protuberance case attached to the front part ($x/L = 0.22$) with the azimuthal angle 45° , the side force C_Y decreased at most 8.0 % by attaching the additional protuberance to the middle part ($x/L = 0.55$) with the azimuthal angle 135° .

1. 緒言

宇宙輸送機は打ち上げの多目的化や低コスト化により、機体の小型化が進んでいる。これらはペイロードに応じた設計を満たす必要があり、機体が小型化した影響により姿勢制御デバイスやフィードパイプなどの大型の突起物が機体外側に複数取り付けられるケースが増えている。このような突起物は機体周囲の流れ、そしてこれに伴い機体に働く空気力を変化させる。また突起物はプロジェクトごとに形状、取り付け位置、数などが異なる。しかし、現状では、任意の突起物を取り付けた際の機体に働く空気力の変化の体系的な整理は十分にされていない。これを整理することで設計の上流工程から突起が機体に与える空気力の影響を予測することができ、設計コストの低減につながる。

宇宙輸送機においては計画通りの飛行経路を実現するために横力の予測が重要であり、現在までに様々な研究がなされてきた¹⁻⁴⁾。しかし、これらは特定の機体形状に対しての試験であり、他の機体形状に応用できるような研究ではない。機体に働く空気力を体系的に調べた研究として、*Kawauchi*ら⁵⁾

が行った試験がある。*Kawauchi*ら⁵⁾は単純形状である細長円筒物体に対して、様々な位置に単一の突起を配置し横力を比較した。その結果、突起が機体前方部に位置すると横力が増大し、迎角 15° で最大となることが分かった。この成果は重要であるが、この知見を実際の宇宙機に適用するには、単一の突起だけではなく、より実機形状に近づけた複数個突起が存在した際の横力を調べる必要がある。なお文献⁵⁾では突起により機体周囲の流れ場が大きく変化することが述べられているため、突起が複数配置されている状態では更に複雑に横力が変化する可能性がある。

本研究では、複数の突起を配置した際の横力に着目し、先行研究⁵⁾で使用したものと同一の模型を用いて迎角 15° で実験を行う。単一突起時に横力が最大となった突起位置の試験ケースに対して、二つ目の突起を異なる位置に取り付けて力測定を行うことで、横力への影響を調べることが本研究の狙いである。また流れ場を調べるために、シュリーレン画像の取得と、オイルフロー試験を実施する。

2. 実験方法

本試験は宇宙科学研究所(ISAS)の設備である測定断面 0.6 m×0.6 m の超音速風洞を使用した。この風洞はブローダウン式で、一様流マッハ数 $M_\infty=1.5$ 、模型全長に基づくレイノルズ数 $Re=1.1\times 10^7$ 、総圧 $P_0=196$ kPa で試験を行った。詳しい実験条件は Table1 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 で 2 秒間サンプリングを行った。データ数は 2000 点で、平均の空気力を算出するには十分であることを確認した。またオイルフロー試験の通風時間は 10 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 = 8：1：1：12 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直径 0.6 m ガラス窓から可視化した。

試験模型は Kawauchi ら⁵⁾の実験で使用されたものと同一である。Fig. 1 に模型の概要図を示す。模型全長 $L=368$ mm、先端部半頂角 = 17.5°、直径 $D=41.5$ 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た。次に、突起形状を Fig. 2 に示す。突起長さ l と突起高さ h を、機体全長 L と機体直径 D で無次元化し、 $l/L=0.06$ 、 $h/D=0.15$ とした。突起幅は突起高さと同じとなるように設計した。この大きさはイプシロンロケット⁴⁾のサブラスターモーターカバーのサイズを模擬している。Fig. 3 のように突起の周方向取り付け角度 φ は 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、迎角の変更は行わない（つまり 15° で固定）。ベース圧の測定は周方向角度 $\varphi=0^\circ$ から 90° 刻みで 4 点の測定点で行った。また、その機体底面からの距離（オフセット）は 1~1.5 mm 程度とした。

便宜上、front 位置 45° 位相に突起を 1 つ取り付けただけの場合を” front45”、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” front45_middle90” などとそれぞれ呼称する。Figs. 4(a), (b), (c), (d) に対象形状 front45、front45_middle45、front45_middle90、front45_middle135 の 4 ケースをそれぞれ示す。

Table1 Test conditions

Mach number: M_∞ [-]	1.5
Total pressure: P_0 [kPa]	196.1
Reynolds number: Re [-]	1.1×10^7
Total temperature: T_0 [K]	294
Angle of attack: α [°]	15
Static pressure: P_s [kPa]	53.2
Static temperature: T_s [K]	204

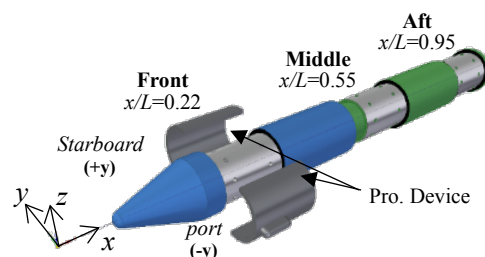


Fig. 1 Configuration of experimental model and definition of its axial position⁵⁾

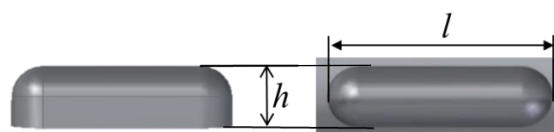


Fig. 2 Size of protuberance⁵⁾

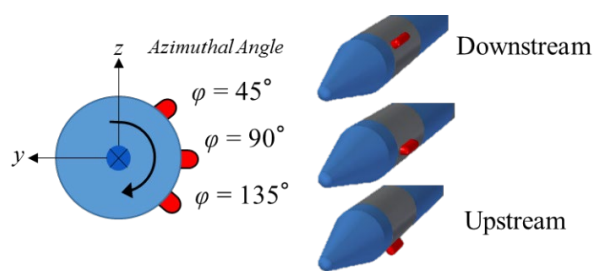


Fig. 3 Azimuthal angle of protuberance⁵⁾

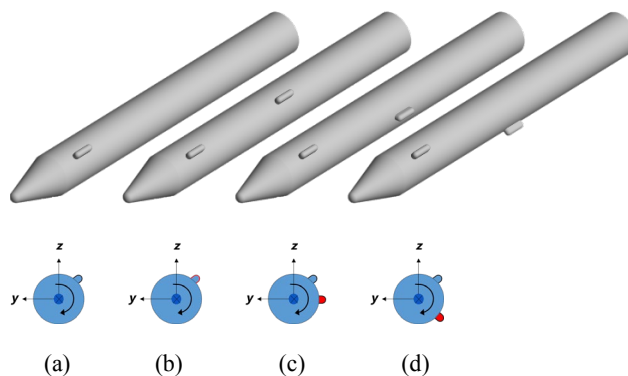


Fig. 4 Test case (blue: front protuberance, red: middle protuberance)

3. 検証

本試験と、比較対象である Kawauchi ら⁵⁾が行った試験の front45 試験ケースにおける力計測結果とシュリーレン画像を Table2 と Fig. 5 にそれぞれ示す。Table2 を見ると両者の軸力係数 C_A の誤差は 0.13 %，横力係数 C_Y の誤差は 1.9 % 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。また，Figs. 5 (a), (b)を比較すると，機体前方に発生する離脱衝撃波や front 突起から発生する 2 つの衝撃波などが定性的に一致しており，流れ場が定性的に再現できていることが確認できた。更に本研究では Kawauchi ら⁵⁾と比較して突起部品の加工精度を高めたため，突起部品と機体部品の段差から発生する衝撃波が弱くなった。

4. 実験結果と考察

4.1 シュリーレン画像と力測定の考察

実験結果から得られたシュリーレン画像を Fig. 6 に示す。(a)のみカメラの露光時間が短いため暗くなっているが，参考として載せる。(b)～(d)では機体後方の渦構造が middle 突起の位相によって大きく変化せず，類似した流れ場になっていることが分かる。

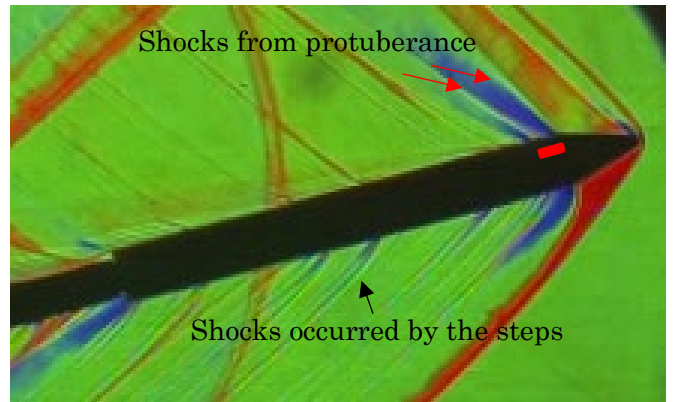
次に横力係数 C_Y に着目して，front45, front45_middle45, front45_middle90, front45_middle135 の 4 ケースをまとめたグラフを Fig. 7 に示す。front45 と比較して，front45_middle45, front45_middle135 では横力がそれぞれ 4.4 %，8.0 %減少し，front45_middle90 では横力が 5.0 %増加した。つまり大まかな流体構造は似通っているものの，受ける空気力には確かな違いが現れている。これらの横力係数 C_Y 増減のメカニズムについて考えていく。

またヨーモーメント係数 C_n についてまとめたグラフを Fig. 8 に示す。front45 と比較して，front45_middle90 では横力係数 C_Y だけでなくヨーモーメント係数 C_n が増大していることが分かる。このことから，モーメント中心でなく機体後部で C_Y が増大し，そのために C_n が増加したと考えられる。front45 と比較して，front45_middle45, front45_middle135 では C_n は減少しており，両者の値は 0.118 で一致している。一方で，Fig. 7 から C_Y は両者で異なる値を示していることが分かる。 C_Y は異なるが C_n が同値であるということから，両者でモーメント中心付近での C_Y が大きく異なるものと考えられる。

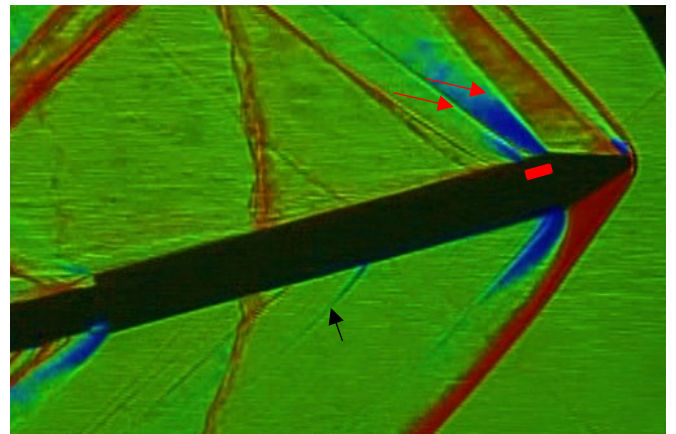
これらのことから， C_Y が変化する要因は重心付近と機体後部の 2 箇所に存在することが考えられる。

Table 2 Aerodynamic six coefficients

	C_A	C_Y	C_N	C_l	C_m	C_n
Ref. 5)	0.756	0.822	1.664	0.000	0.681	0.112
Experiment	0.757	0.838	1.501	0.000	0.640	0.121



(a) Ref. 5)



(b) Present Experiment

Fig. 5 Comparisons of shock waves by schlieren images

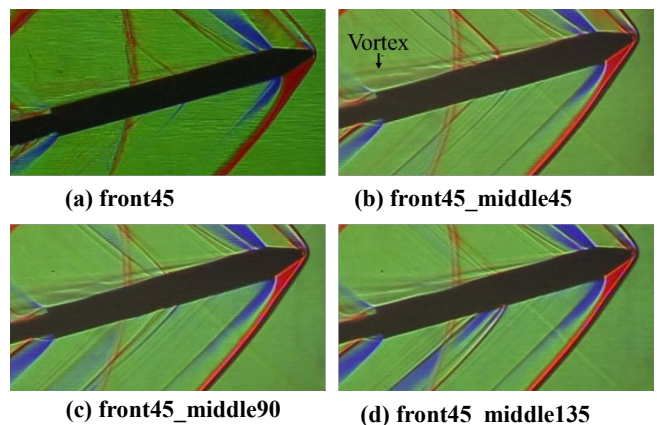


Fig. 6 Schlieren images

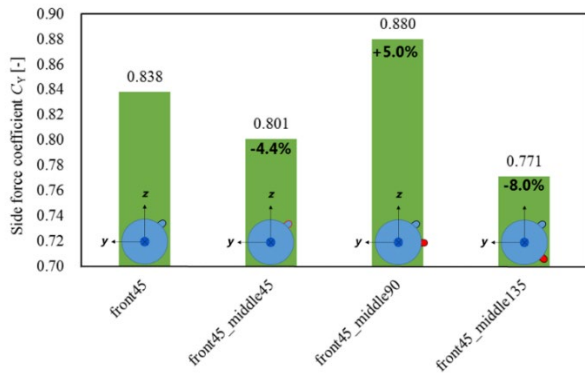


Fig. 7 Side force coefficient C_Y (blue: front protuberance, red: middle protuberance)

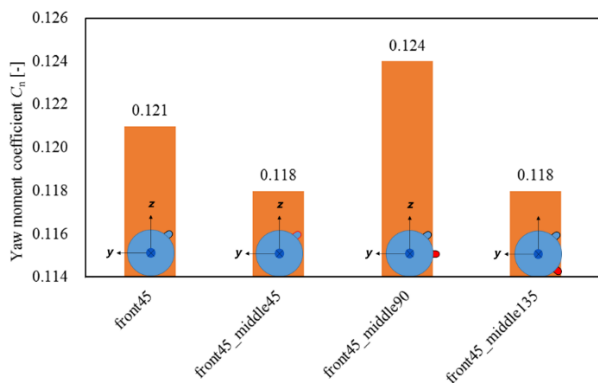


Fig. 8 Yaw moment coefficient C_n (blue: front protuberance, red: middle protuberance)

4.2 機体後方における横力変化の考察

機体の左右舷から発生する渦が機体へ与える影響の強さを比較するため、位相 90° , -90° 方向から見たオイルフローの結果を Fig. 9, Fig. 10 に示す。図中にある白い丸は突起を取り付けるためのネジ穴などを粘土や石膏で埋めたものであり、流れ場への影響は少ない。Fig. 9 に示す突起がある側の舷では2つ目の突起の影響により流れ場は変化しているが、Fig. 10 に示す突起がない側の舷では流れ場は大きく変化していないことが分かる。左右舷で発生する渦の機体後方における非対称性を比較するため、Fig. 11, Fig. 12 にそれぞれ位相 90° , -90° 方向から見たオイルフローの機体後部拡大図を示す。図に示す角度はオイルの模様と機体軸がなす角であり、角度測定位置はそれぞれ周方向位相 120° , -120° 機体軸方向位置 $x/L = 0.95$ の位置である。この角度が小さいと、流れは機体軸方向に沿っており、機体後方の渦を生成するために寄与する機体周方向速度成分が小さく、渦が機体へ与える影響が小さいことを表す。反対にこの角度が大きいと、渦が機体へ与える影響が大きいことを表す。これらの角度の比較のため、表にま

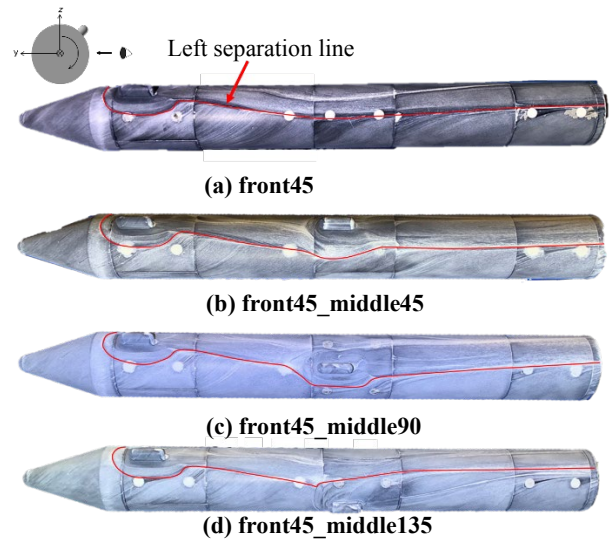


Fig. 9 Oil images from 90 degree

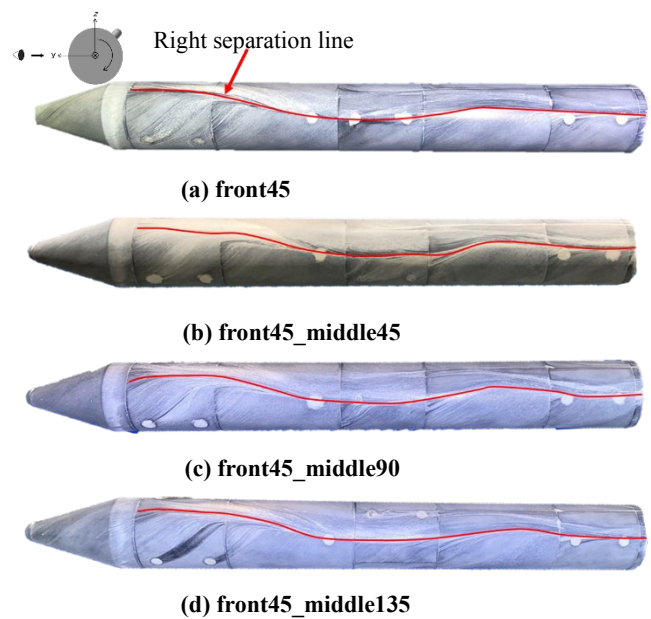


Fig. 10 Oil images from -90 degree

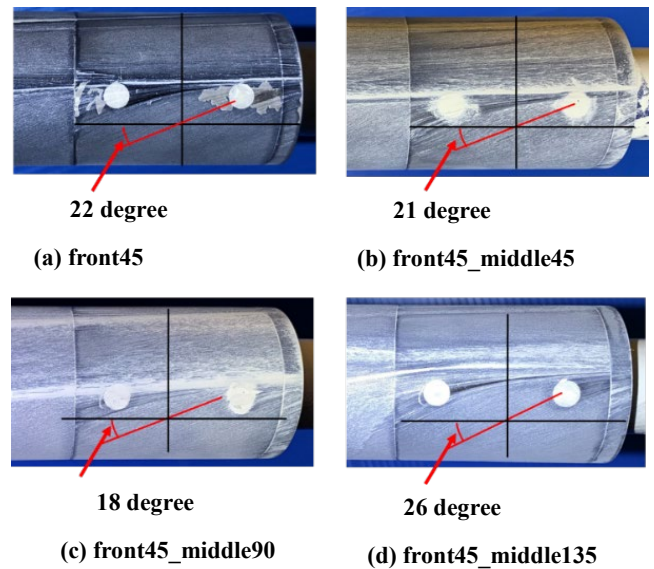


Fig. 11 Detail views of oil images from 90 degree

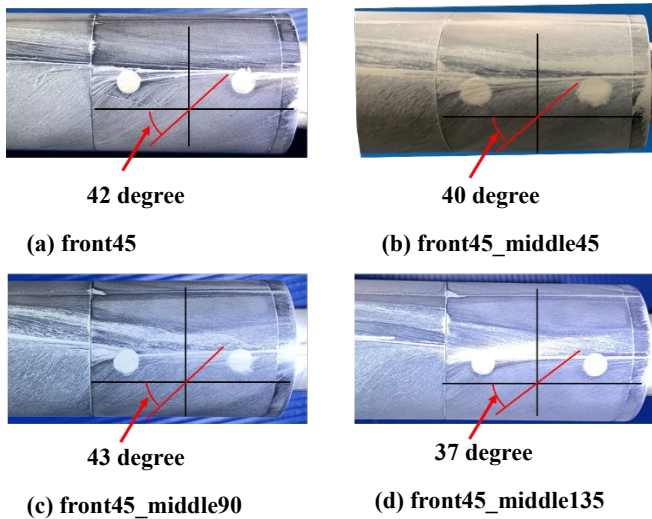


Fig. 12 Detail views of oil images from -90 degree

Table3 Summary of oil pattern angle [degree]

	90 view	-90 view	difference
(No pro.)	(31)	(31)	(0)
front45	22	42	20
front45_middle45	21	40	19
front45_middle90	18	43	25
front45_middle135	26	37	11

とめたものを Table3 に示す。No pro.は front, middle 共に突起が付いていない形状であり、参考として示す。なお No pro.は対応する CFD の結果では機体後流渦の非対称性が小さく、横力係数 C_Y が非常に小さいことが分かっている⁹⁾。No pro. と比較して front45 では左右のオイル模様角度差が大きくなり、これにより非対称な渦が発生していることが確認できる。左右のオイル模様の角度差を比較すると、front45_middle90 > front45 > front45_middle45 > front45_middle135 となっていた。これは横力係数 C_Y の大小関係とも一致していることが分かる(Fig. 7 参照)。このことから、機体後部で C_Y が 2 つ目の突起位置により異なる原因は、この位置における左右舷から発生する渦の非対称性の度合いと考えられる。

4.3 重心付近における横力変化の考察

Fig. 9 の位相 90° 方向から見たオイルフローに着目する。赤い線で示したのは左舷側の機体由来のはく離渦を発生させるはく離線、これと機体中央部に存在する突起である middle 突起の位置に着目する。迎角が 15° 付いていることを

考えると、front45_middle45 と front45_middle90 のケースでははく離線より下流側(図中上側)に middle 突起があるのに対して、front45_middle135 でははく離線より上流側(図中下側)に middle 突起があることが分かる。このことから、front45_middle135 でははく離する前の速度の大きい流れが突起に直接当たり、よどみ圧が大きくなっていると考えられる。この突起に働く局所的な力の方向は C_Y で負の方向に相当する。このため、front45_middle135 のケースでは、front45_middle45 と比較して、middle 突起付近で局所的に負の方向の C_Y が大きくなったものと説明できる。こうして全体的な C_Y が減少したと考えられる。一方で C_n は変化しなかった。

5. 結論

本研究では細長物体に対し、突起を非対称に複数取り付けでマッハ 1.5 超音速風洞実験を行った(レイノルズ数 $Re = 1.1 \times 10^7$)。先行研究で迎角 15°、軸方向位置 front 位置 ($x/L=0.22$)、周方向位相 45° に突起を取り付けた場合に横力係数 C_Y が最大であったので、これを基本として、2 つ目の突起の位置を変化させて実験を行った。その結果から C_Y の比較と横力発生メカニズムについて考察したところ、横力の発生要因は主にモーメント中心付近と機体後部の 2 つ存在することが分かった。詳しくは以下の通りである。

- front45 と比較して、front45_middle45 では C_Y が 4.4 % 減少した。これは、左右舷から発生する渦の非対称性が機体後部にて減少したことが原因であると考えられる。
- front45 と比較して、front45_middle90 では C_Y が 5.0 % 増加した。これは、左右舷から発生する渦の非対称性が機体後部にて増加したことが原因であると考えられる。
- front45 と比較して、front45_middle135 では C_Y が 8.0 % 減少した。これは、左右舷から発生する渦の非対称性が減少したことに加え、モーメント中心付近である middle 突起に運動量の大きい流れが直接当たることの 2 つの要因により、負の方向の横力が発生したことが原因と考えられる。

これらのことを総合し実際に運用することを考えると、カメラや液体燃料ガス抜き用管、燃料供給パイプなどの突起物を front 位置に取り付ける際には、位相角に注意して middle 位置にも能動的に突起を取り付けることで横力係数 C_Y を制御できる可能性がある。

謝辞

本研究は宇宙科学研究所(ISAS)の設備である 0.6m × 0.6m 超音速風洞を使用させていただいた。風洞の運用に関して山内智史氏(IHI エアロスペースエンジニアリング), 赤嶺政二氏(東京大学大学院)にご協力いただいた。また, 本試験の実施に当たって, 川島勇斗氏(横浜国立大学大学院), 藤本剛史氏(横浜国立大学大学院), 武藤智太郎氏(東京大学大学院), 平田大氏(東京大学大学院)にご協力いただいた。

<参考文献>

- 1) Andrew B. Wardlaw Jr., "Prediction of Yawing Force at High Angle of Attack", AIAA J., 14(1974), pp.1142-1144.
- 2) Kumar, P. and Prasad, J. K., "Mechanism of Side Force Generation and Its Alleviation over a Slender Body," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 53, No. 1, 2016, pp. 195-208.
- 3) Chen, S., Corriveau, D., and McIlwain, S., "Numerical Aerodynamic Investigations on Missile Yawing Control Using Nose-Mounted Flow Effectors," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 45, No. 2, 2008, pp. 282-289.
- 4) 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.
- 5) 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.