

# 非対称突起を有する細長物体横力特性の実験・数値解析

○河内和観, 原田敏明 (横浜国立大学大学院),  
北村圭一 (横浜国立大学), 野中聡 (JAXA 宇宙科学研究所)

## Experimental and Numerical Study of Side Force on Slender Body with Asymmetric Protuberance

Kazuaki Kawauchi, Toshiaki Harada (Graduate School of Yokohama National University),  
Keiichi Kitamura (Yokohama National University), Satoshi Nonaka (JAXA, ISAS)

*Key Words* : Protuberance, Side Force, Supersonic Flow

### Abstract

Space transportation vehicles have asymmetric protuberant devices on their surfaces, such as cable ducts. Such protuberances, typically arranged asymmetrically with respect to the vehicle axis, are known to cause asymmetric vortices and side force. In this study, in order to understand effects of side force and its associated flow fields, both wind-tunnel tests and numerical calculations for a slender body with an asymmetric protuberance were conducted at Mach 1.5. The results of computed aerodynamic coefficients are in good agreement with the experimental results and detailed flow structures are provided. The axial position and azimuthal angle (angle along the circumferential direction around the body axis) of the protuberance strongly influenced side force characteristics. These results are not limited to the presented configuration but to other rocket designs.

## 1. 緒言

現在, 民間企業の宇宙開発・宇宙利用への進出が相次ぎ, 低コスト宇宙輸送システム開発の競争が加速している. 通常, 飛翔体には, 機体内部のスペース確保の為にケーブルダクト等の突起部が機体外部に突出しているが, 近年見られる人工衛星の小型化や使用用途の多様化によって, 小型ロケットの需要も拡大している事から, 内部領域の確保がより難しくなり, さらに突出量が増加する事が予想される. これら機体に配置されている突起物が機体の抗力を増大させ, さらには通常, 横力が発生しないとされる低迎角領域において非対称な流れ場を形成し, 横力特性に影響を及ぼす事が知られている<sup>1-4)</sup>. ただし, 従来のこうした研究の多くはプロジェクト等により既に決められた形状を扱うものであり<sup>5-8)</sup>, 任意の飛翔体形状に許容される突起部の配置や大きさについての体系的かつ基礎的な空力研究はほとんど行われていない. そこで本研究では, 飛行経路において動圧が比較的大きくなるマッハ数  $M=1.5$  を選定し, 突起を機体軸方向及び機体周方向に配置した際の空力的な影響を風洞試験および対応する数値計算により示し, 特に, 飛行経路の保証に極めて重要である横力につ

いての発生メカニズムを深く論じる. これらの基礎的な調査は, ロケットの小型化による「非対称突起物を有する細長物体」の空力的影響を明らかにし, 将来の飛翔体開発における突起部選定の指針を与える事を目的としている.

## 2. 実験方法

### 2.1 実験装置

本研究では, マッハ数  $M=1.5$  における細長物体の空力特性を取得するために, 宇宙科学研究所(ISAS)の設備である超音速風洞を使用した. この風洞は吹き下し型の風洞であり, 一様流マッハ数  $M=1.5\sim 4.0$  の速度域の実験が可能である. テストセクションは  $600[\text{mm}]\times 600[\text{mm}]$  の矩形断面を有し, 迎角変更装置を用いて各迎角 ( $\alpha=0^\circ\sim 20^\circ$ ) を 2.0 秒間ずつサンプリング(取得周波数 1000Hz)する. 実験条件は表 1 に記載する. また本研究では, 内装天秤による力計測の他, オイルフロー試験による表面流線の可視化, シュリーレンによる機体周りの流れ場の取得も行った.

Table 1 Test conditions

$M$	$P_0$ [kPa]	$P_S$ [kPa]	$q$ [kPa]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$T_0$ [K]	$T_S$ [K]	$Re$ [-]
1.5	196	53.2	84	0.91	202	294	$1.1 \times 10^7$

## 2.2 実験模型

図 1 に、本試験で使用した実験模型の概要図を示す。実験模型は模型本体と突起部(Pro. Device)から構成されている。模型の直径  $D=41.5[\text{mm}]$ 、模型全長(レイノルズ数の基準長さ) $L=368[\text{mm}]$ であり、ノーズ半頂角 $=17.5^\circ$ である。模型本体に Front 部, Middle 部, Aft 部の 3 か所に溝を作り、模型先端から突起部の中心までの距離はそれぞれ機体全長  $L$  の 22%, 55%, 95%とした。これを突起部パーツで左右から挟み込む事で、突起をそれぞれの位置に取り付ける事を可能にした。例として Front 部に突起がある場合を図 1 に示す。突起長さ  $l$  を「機体全長」 $L$  で除した値, 突起高さ  $h$  を模型直径  $D$  で除した値をそれぞれ  $l/L, h/D$  とし, 本研究では,  $l/L=0.06, h/D=0.15$  とした。なお, 突起高さと突起幅が同一になるよう形状を決めている。この突起部は Front, Middle, Aft 部でロール方向 ( $x$  軸回転方向) に対して  $45^\circ$ 毎に突起の周方向取り付け角度  $\phi$  を変化させる事が可能である。なお, 本研究では突起配置を常に  $-y$  側 (左舷) としており, 基準とする突起周方向角度を  $\phi=90^\circ(z=0$  面上)としている。

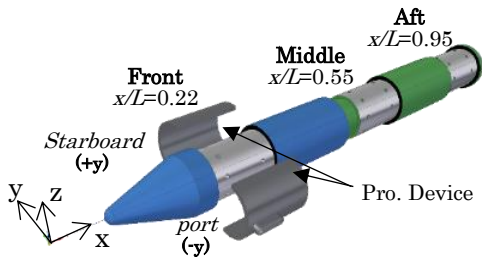


Fig. 1 Configuration of experimental model and definition of its axial position



Fig. 2 Experimental model in wind tunnel

## 3. 計算手法

本研究では, JAXA の開発した非構造格子高速流体解析ソルバ, FaSTAR<sup>9)</sup>を用いて 3 次元数値計算を行った。3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を支配方程式とし, 有限体積法のセ

ル中心法によって離散化し, 空間二次精度で解いた。乱流モデルには SA-noft2-R<sup>10)</sup>を用いた。また, 非粘性流束の計算には, AUSM 系スキームである SLAU<sup>11)</sup>を適用した。空間高次精度化は MUSCL を用い, 勾配計算法は Green-Gauss 法<sup>12)</sup>, 勾配制限関数には minmod<sup>13)</sup>を用いた。さらには時間進展法として LU-SGS 法<sup>14)</sup>を用いて定常計算を行った。また, 本計算の実行には JAXA 所有のスーパーコンピュータ「JSS2」を利用した。

### 3.1 計算格子

3 次元非構造格子作成ツールとして JAXA が開発した HexaGrid<sup>15)</sup>を用いて計算格子を作成した。計算領域は  $20L \times 20L \times 20L$  の立方体とし, No Pro.の格子を図 3a), 3b)に示す。また, 本研究では, 格子数における空力特性の収束性を確認している。表 2 に迎角  $\alpha=15^\circ$ における 3 種類の格子数及び風洞試験で得られた軸力係数を示す。これより, 格子数 Middle と Fine の軸力係数の誤差は 1%以下である。また, 実験値とも良い一致を示している事から, 格子数 Middle を本研究では採用し, 突起の無い No Pro.でセル数が約  $4.1 \times 10^7$ , 突起のある Front, Middle, Aft ではセル数が約  $4.4 \times 10^7$ である。境界層を精度良く捉える為に, 壁面第一層格子幅を  $y^+ < 1.0$  となるように設定した。

### 3.2 計算条件

計算条件は表 1 に示す風洞試験条件と一致するように選択し, 主流マッハ数  $M_\infty = 1.5$ , 全長  $L$  を基準としたレイノルズ数を  $Re = 1.1 \times 10^7$  とした。その他の条件も風洞試験時の値を用いている。迎角は機体軸と主流の成す角度とし, ピッチ方向に取る。これを  $\alpha = 0^\circ \sim 20^\circ$ で計算を行った。

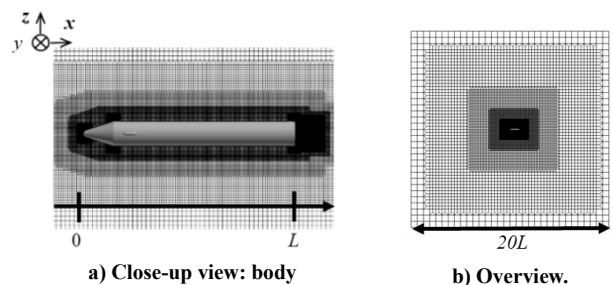


Fig. 3 Computational grid.

Table 2 Grid sensitivity test for slender body with protuberance installed front at  $\alpha = 15^\circ$ .

Grid	Number of cells	$C_A$
Coarse	11 million	0.755
Medium	44 million	0.766
Fine	68 million	0.771
present experiment	-----	0.768

## 4. 実験結果及び考察

### 4.1 計算の妥当性

図 4 に数値計算の妥当性を確認するため、迎角  $\alpha=15^\circ$ 、突起を Front 部に取り付けた場合の(a)計算結果及び(b)対応する風洞試験結果を示す。図 4(a)では密度勾配を空間に示し、表面には圧力係数及び表面流線を表示している。図 4(b)では、シュリーレン画像にオイルフローから得られた画像を合成しており、表面流線が確認できる。細長物体が迎角を有しているため、形成される流れ場が上下非対称であり、例えばノーズ部でみられるバウショックは風上側（図中の下側）で強く現われているが、風下側では比較的弱く、その発生位置もやや上流である。また、突起から発生したと思われる衝撃波についてもシュリーレン結果及び数値計算から確認出来、その発生個所も殆ど一致している。これらの傾向から、本数値計算では風試結果を良く再現できている。

続いて表面流線について、機体から剥離した場所を示す剥離線がオイルフローから確認出来るが、その剥離線は数値計算でも確認でき、その位置についても類似していることから、数値計算は全体的に風試結果の特徴を再現できている。

また、図 5 には、軸力係数及びピッチングモーメント係数について実験結果および数値計算結果を示している。これを見ても数値計算結果は実験結果と良い一致を示しており、軸力係数では、最大誤差がおおよそ 3%、ピッチングモーメント係数では、5%以下となっており、本研究における数値計算の妥当性が確認された。

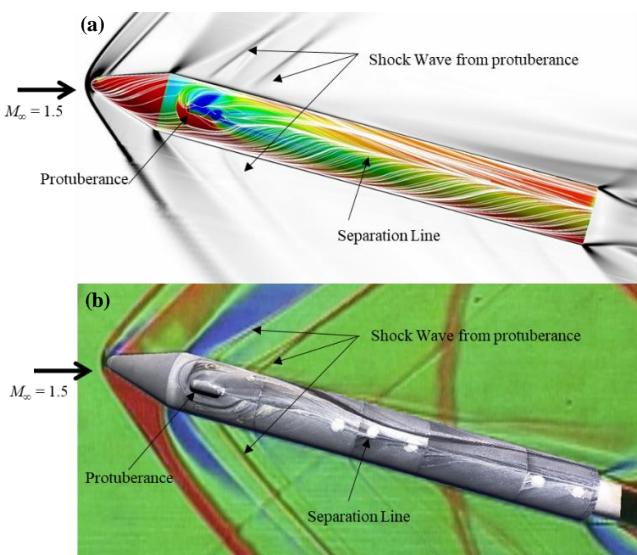


Fig. 4 Flowfield of side view (Front case,  $\phi=90^\circ$ ,  $\alpha=15^\circ$ )

- a) CFD, off-surface: density gradient magnitude;  
on-surface: computed surface  $C_p$  and streamlines.
- b) WT, off-surface: Schlieren visualization, surface: oil flow image.

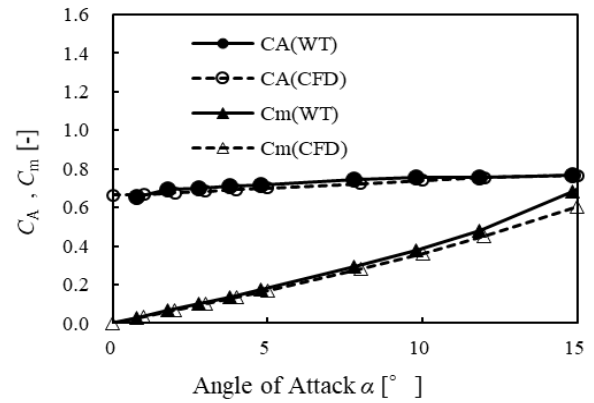


Fig. 5  $\alpha$  vs  $C_A$ ,  $C_m$  from experimental and computational results.

### 4.2 突起軸方向位置による影響

図 6 に迎角に対して突起を Front, Middle, Aft に配置した際の横力係数について風洞試験結果(WT)と数値計算結果(CFD)を示している。なお、突起( $h/D=0.15$ ,  $l/L=0.06$ )を位相  $\phi=90^\circ$ で配置している。風洞試験結果に着目すると、Front における横力係数の最大値は  $\alpha=15^\circ$ で見られ、その値は 0.44 と他の Middle (0.10), Aft (0.07)と比較しても非常に高い値を示しているのがわかる。また、横力係数の迎角に対する増加量に着目すると、Front においては、 $\alpha=5^\circ$ の値 0.046 と比較して  $\alpha=15^\circ$ では 0.44 と、約 9.6 倍増加しており、Middle : 0.034→0.10 (約 3 倍), Aft : 0.026→0.067 (約 2.5 倍)と比較しても極めて高い増加率になっている事がわかる。これより、突起の機体軸方向位置によって、横力係数は大きく影響を受ける事が分かる。

数値計算の結果に着目すると、風洞試験結果と  $\alpha=0^\circ\sim 15^\circ$ までは比較的良く一致しているが、 $\alpha>15^\circ$ の領域では、Front, Middle 共に横力係数に違いが見られる。 $\alpha>15^\circ$ の領域では、突起を有していない細長物体でも後流が非定常となり、非対称な渦を形成し、横力が発生する。そのため定常計算で行った本数値計算の手法ではこの非定常性を十分に捉えきれなかったと考えられ、 $\alpha>15^\circ$ の領域での議論は今後の課題とする。

ここからは、 $\alpha=15^\circ$ での横力発生メカニズムを議論していく。図 7(a)に数値計算から得られた  $\alpha=15^\circ$ での表面  $C_p$  分布(-0.4~0.0)と、突起位置から  $x/L=0.1$  毎の断面における渦度の絶対値(0.00~0.10)を示す。突起を有していない No Pro.に着目すると、機体前方から後方にかけて徐々に渦を示す領域が増加しており、機体から流れが剥離している事がわかる。この突起と無関係に機体の剥離領域に生じる渦を V1 と定義する。一方で、Front, Middle, Aft のような突起を有する形態では、突起の後流に突起によって生じたと考えられる渦が確認出来る

(V2). このように突起を有する機体では、2種類の渦が発生する事が分かる。

図 7(b)は  $x/L=0.8$  断面での渦度の絶対値を示している。Aft 及び No Pro. では左右対称な V1 のみが現れているため、一つの図にまとめている(一番右の図の左側が Aft, 右側が No Pro.)。Middle に着目すると、突起が配置されている左舷側で V1 と V2 が確認出来る。またこれらの渦は互いに干渉し、図 7(a)Middle のベース部( $x/L=1.0$  断面)で確認出来るように完全に合成し新たな渦 V3 を生成している事が確認出来る。図 7(a)Front においても機体前方では、V1 と V2 は互いに独立しているが、機体中央付近で干渉し、V3 が形成されている事が確認出来る。さらに Front においては合成された渦 V3 は機体後方に進むに従い、機体表面から離れている事がわかる。図 7(b)Front でも左舷側の渦は一つの渦 V3 に合成されており、機体表面から離れている事が確認出来る。なお、突起が配置されていない右舷では突起の位置、有無によらず殆ど渦の形状が変化していない事も確認出来る。

通常、渦の中心部は比較的低圧になっており、渦が機体に接近しているほどその付近の圧力は低くなる。しかし、Front における V3 は機体表面から離れてしまう事で、渦中心からの距離が大きくなり、圧力低下がその距離に従い抑制される。そのため、突起を Front に配置した際に左舷は右舷に比べ圧力が高くなり、左舷から右舷への方向に横力が大きく発生したと考えられる。一方、突起を Middle に配置したケースでも V3 は形成されているが、機体から大きく離脱していないため、左舷と右舷で大きな圧力差が生じず、横力発生に大きく寄与しなかったと考えられる。 $\alpha=15^\circ$ において、突起が生み出す渦 V2 が機体から生み出される渦 V1 と合成し、V3 が生じる点はおおよそ突起から機体全長の約半分 ( $x/L=0.5$ ) となり、V3 が機体から離れるのは、V3 生成からおおよそ  $x/L=0.2$  程度となる事が確認出来る。そのため、 $x/L=0.55$  に突起が配置されている Middle では、V3 が合成されるのはほぼベース部 ( $x/L=1.0$ ) 付近となり、V3 の離脱による効果は現れにくいという事が考えられる。

図 8 は  $\alpha=15^\circ$ におけるオイルフロー結果(上図)とその模式図(下図)について (a): 突起を配置していない場合(No Pro.), (b): 突起を Front に配置した場合でそれぞれ示している。初めに、(a)に着目すると、機体中央よりやや前方付近で剥離線が現れ、その後からベース部まで再付着線が確認出来るが、機体の中央線に対し左舷右舷でほぼ対称な流れ場になってい

る事が確認出来る。一方、(b)Front に着目すると、突起による境界層剥離線が見られ、機体からの剥離線が左舷と右舷で非対称になっている。また、機体中央線と流線の角度  $\gamma$  に着目すると Front において、左舷では、 $\gamma=8^\circ\sim 13^\circ$  と No Pro. ( $\gamma=25^\circ\sim 30^\circ$ ) と比較して角度が小さい事がわかる。これは、

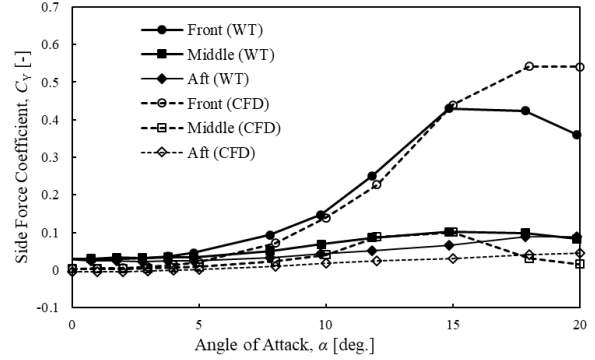


Fig. 6 Angle of attack vs  $C_Y$  for the three axial positions of protuberance in both experimental and computational results.

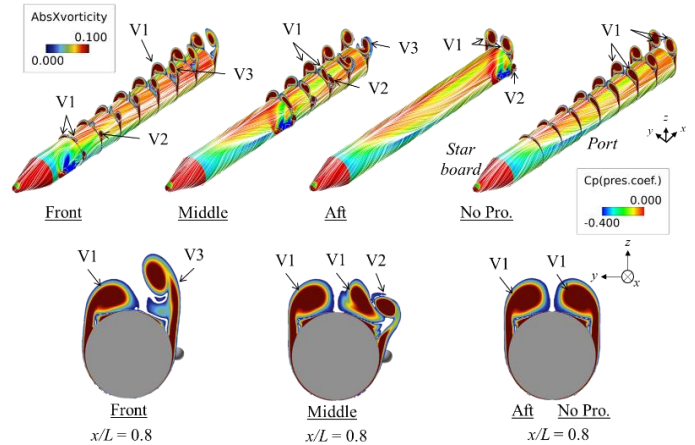


Fig. 7 2D ( $y-z$ ) planes colored with vorticity magnitude in each case at  $\alpha=15^\circ$ : a) planes of  $0.1L$  interval from the protuberance to  $1.0L$  with  $C_p$  surface contours and the surface streamlines (from perspective view), b)  $x/L=0.8$  plane.

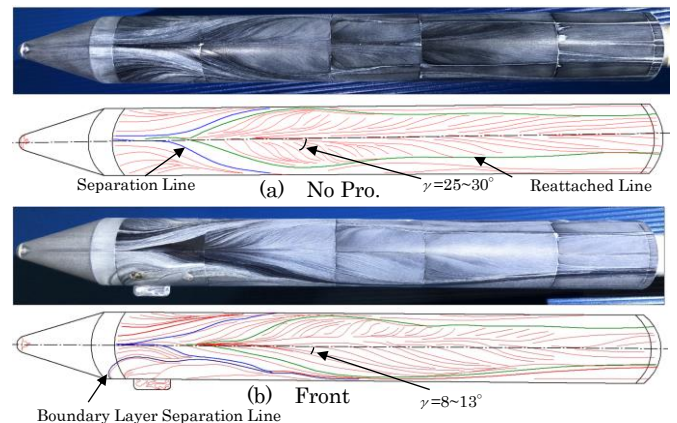


Fig. 8 Oil flow images and schematic views ( $\phi=90^\circ$ ,  $\alpha=15^\circ$ )



渦による横断流（機体軸に対し垂直方向の流れ）の影響が小さい事を示しており、すなわち左舷の渦は機体から離れている事が考えられる。

#### 4.3 突起周方向位置による影響

実際の飛行体には機体軸に対し様々な周方向位置に突起が配置されている。更に姿勢制御装置により機体がロール方向に運動した場合、突起の周方向角度は変化する。ここでは、突起軸方向位置による影響(4.2)において最も横力に寄与している軸方向突起位置 *Front* に着目し、突起を機体周方向に変化させた際の空力特性への影響について述べる。図9は、突起を  $\varphi=45^\circ, \varphi=90^\circ, \varphi=135^\circ$  に配置した際の横力係数について風洞試験結果(WT)と数値計算結果(CFD)を示している。風洞試験結果に着目すると、 $\varphi=45^\circ$ における横力係数の最大値は  $\alpha=18^\circ$ で見られ、その値は1.00と非常に高い値を示している。 $\alpha=15^\circ$ で比較すると、上流側に位置する  $\varphi=45^\circ$ での横力係数(0.82)は、 $\varphi=90^\circ$ (0.44)、下流側  $\varphi=135^\circ$ (0.07)と比較しても約2倍~12倍と非常に高い値を示している事がわかる。これら大小関係はおおよそ迎角が変化しても成り立つ。 $\varphi=135^\circ$ に着目すると迎角によらず、横力係数が $\pm 0.1$ 以内と殆ど変化していない事が分かる。当初著者らは、突起を上流寄りに配置すると衝撃波の衝突により横力が増加し、下流寄りに配置すると横力が減少すると予想していたが、結果は予想とは逆となり、突起を上流側に配置すると、横力は減少した。

数値計算結果に着目すると、 $\varphi=45^\circ, \varphi=135^\circ$ において風洞試験結果と  $\alpha=0^\circ\sim 18^\circ$ までは比較的良く一致している。しかし  $\alpha>18^\circ$ の領域では、数値計算と風洞試験結果で差異が見られる。これは 4.2 でも述べたように、定常計算で行った本数値計算の手法ではこの後流の非定常性を十分に捉えきれなかったためと考えられ、よって  $\alpha>18^\circ$ の領域での議論は本稿の対象外とする。

$\alpha=15^\circ$ での数値計算と風洞試験で得られた可視化結果が概ね良い一致を示した事から、ここからは  $\alpha=15^\circ$ での横力発生のメカニズムを議論していく。図10に数値計算から得られた  $\alpha=15^\circ$ での表面  $C_p$  分布(-0.4~0.0)と、突起位置から  $x/L=0.3\sim 1.0$  まで  $x/L=0.1$  毎の断面における渦度の絶対値(0.00~0.10)の重ね合わせを示す。

周方向角度  $\varphi=135^\circ$ に突起を取り付けた場合と *No Pro.*を比較すると、機体中央部付近で若干渦度分布に差異があるものの、双方で渦は機体表面から離脱していない。また、機体後方の渦度分布形状は類似しており、特にベース部( $x/L=1.0$ )

での渦度分布形状は左舷および右舷での形状が対称で、 $\varphi=135^\circ, \text{No Pro.}$ で殆ど一致している事が分かる。これは、どちらの場合も風上側で突起による渦 *V2* が生成され、機体からの剥離渦 *V1* との干渉が遅れ、*V3* の形成が抑止されているためと考えられる。*V3* が機体後方で形成されているので、左舷側の渦が機体表面から離脱せず、結果として右舷と同じような渦構造になる事で横力発生を抑制している。

続いて、 $\varphi=45^\circ$ および $\varphi=90^\circ$ について考える。前述した通り、 $\varphi=90^\circ$ において左舷側の渦は機体表面から離脱する事が分かったが、 $\varphi=45^\circ$ に着目すると、 $\varphi=90^\circ$ より左舷の渦が機体表面から離れている事が分かる。これは、突起が風下側( $\varphi=45^\circ$ )に配置されている事で、突起による渦 *V2* がすぐに機体からの剥離渦 *V1* と干渉し、結果として *V3* の形成が即座に行われるためであると考えられる。*V3* が機体前方で生成されると、渦はそこから機体表面より離脱する事を意味している。つまり、 $\varphi=90^\circ$ と比較して、渦中心がより機体表面から遠ざかる事により、左舷と右舷の圧力差が増加する事で横力係数がより増加したものと考えられる。

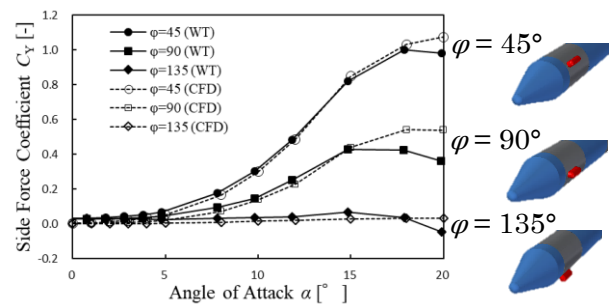


Fig. 9 Side force coefficient vs angle of attack for various azimuthal angles of the protuberance in both experimental and computational results.

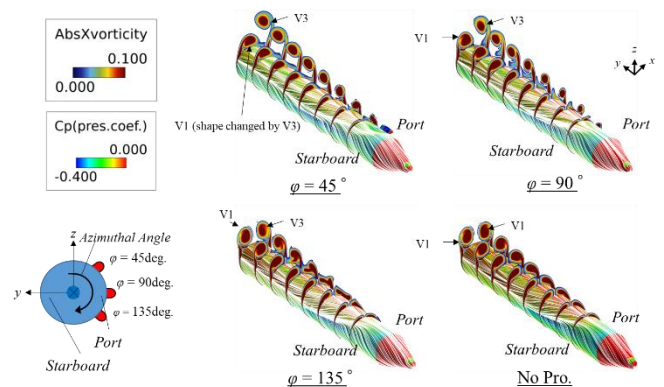


Fig. 10 2D (y-z) planes colored with vorticity magnitude in each case: planes of  $0.1L$  interval from  $0.3L$  to  $1.0L$  with  $C_p$  surface contours (perspective view) at  $\alpha = 15^\circ$ .

ここまで風洞試験及び数値計算結果により機体 Front に突起を取り付け、その周方向角度を変化させた際どのような影響があるか述べてきた。図 11 に実験で得られた、迎角  $\alpha$  と周方向角度  $\varphi$  の変化に対する横力係数を 3D 等高線グラフで示した。青で示している領域では横力係数が低く、赤で示す領域に進むにつれて横力係数は増加していく。図より、迎角が増加すると、横力係数は増加していくが、周方向角度  $\varphi$  が増加すると、横力係数は上がりにくくなり、例えば  $\varphi=135^\circ$  では迎角によらず殆ど横力係数は増加しない事が確認できる ( $0^\circ < \alpha < 20^\circ$ )。一方で、周方向角度  $\varphi$  が小さい領域に突起を配置すると、比較的迎角が小さくても横力係数は増加してしまうので、突起位置選定には注意が必要である。

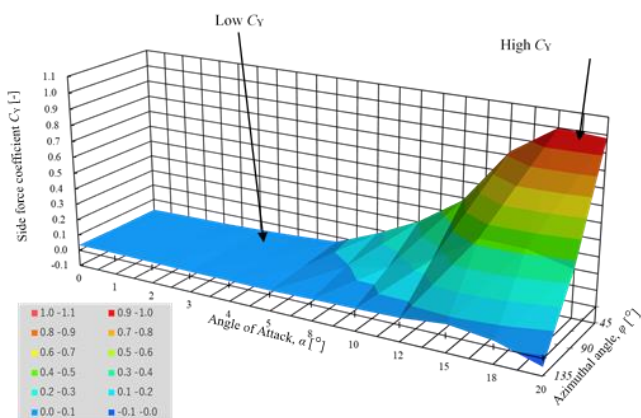


Fig. 11 Side force coefficient vs angle of attack and azimuthal angle of the protuberance.

## 5. 結論

本研究では非対称突起物を有する細長物体の空力特性（主に横力特性）を調べるため、突起の位置を変化させ、超音速風洞および数値計算を用いて研究を行った。代表的な成果を以下に示す。

### ①機体軸方向位置の変化

- ・突起軸方向位置を変化させる際、突起を上流側(Front)に設置するほど横力が大きくなり、下流側(Aft)に設置するほど横力は小さくなる。
- ・機体から剥離する渦(V1)と突起が作り出す渦(V2)が合成する事によって新たな渦(V3)が生成され、V3 は機体表面から徐々に離れていく。すると低圧である渦中心が機体表面から離れる事で、突起のある側（機体左舷）の表面圧力低下が抑制され、左舷と右舷で圧力差が生じる事で横力が生じる。

### ②機体周方向位置の変化

- ・突起を風下側 ( $\varphi=45^\circ$ ) に配置すると、突起を模型の水平方向 ( $\varphi=90^\circ$ ) とする場合に比べて、横力係数は大きく増加する。一方、突起を風上側 ( $\varphi=135^\circ$ ) に配置すると、横力係数は小さく、また迎角に寄らず殆ど変化しない。
- ・突起を風下側に取り付ける事で、突起による渦 V2 が機体からの剥離渦 V1 と即座に合成し、V3 がすぐに生成されてしまう。それにより、機体の前方から V3 は早期に離脱し、左舷はより圧力が増加する事で、左舷と右舷で圧力差が大きくなり、横力が増加する。

## 謝辞

本研究は、JAXA宇宙科学研究所の超音速風洞を使用し、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(ISAS)にご協力いただいた。ここに心からの感謝の意を表す。また、数値計算において著者らは、HexaGrid（格子生成ツール）とFaSTAR（数値流体ソルバー）を利用し、JAXAのスーパーコンピュータ（JSS2）で計算を行った。ここに感謝の意を表す。

## <参考文献>

- 1) Maynes, R. D., and Gebert, G. A., “Rotating Nose Tip Effects on Slender Body Aerodynamics at High Angles of Attack,” Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 32, No. 6, pp. 944–950, 1995.
- 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, pp. 896–916, 2016.
- 3) Corriveau, D., Hamel, N., and Wong, F. C., “Side Force Generation Mechanism for a Missile with Nose-Mounted Micro-Structures,” AIAA Paper 2006-3000, 2006.
- 4) Applebaum, M., Eppard, M., Hall, L., and Blevins, J., “Protuberance Aerodynamic Loads for Space Launch Vehicle Systems using CFD,” AIAA Paper 2011-3649, 2011.
- 5) 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, pp. 896–916, 2013.
- 6) Hall, R. M. and Bauer, S. X., “Aerodynamic Characterization

of the Ares Launch Vehicles,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 49, No. 4, pp. 558–563, 2012.

7) Panda, J., Martin, F. W., and Sutliff, D. L., “Estimation of the Unsteady Aerodynamics Load on Space Shuttle External Tank Protuberances from a Component Wind Tunnel Test,” *AIAA Paper 2008–0232*, 2008.

8) Abdol-Hamid, K. S., Ghaffari, F., and Parlette, E. B., “Ares I Vehicle Computed Turbulent Ascent Aerodynamic Data Development and Analysis,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 49, No. 4, 2012, pp. 596–608.

9) 橋本敦, 村上佳一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司, 坂下雅秀, ラフール・パウルス, 佐藤幸男, “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*, 第63巻, 第3号, pp.99–105, 2015.

10) Spalart, P. and Allmaras, S., “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows,” *AIAA Paper 1992–439*, 1992.

11) Shima, E. and Kitamura, K., “Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds,” *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 8, pp.1693–1709, 2012.

12) Marvriplid, D. J., “Revisiting the Least-Squares Procedure for Gradient Reconstruction on Unstructured,” *AIAA Paper 2003–3986*, 2003.

13) Roe, P. L., “Characteristics-Based Schemes for the Euler Equations,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 18, pp.337–365, 1986.

14) Yoon, S. and Jameson, A., “Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel Method for the Euler and Navier-Stokes Equations,” *AIAA Journal*, Vol. 26, No. 9, pp.1025–1026, 1988.

15) Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Yamamoto, M., Murayama, M., and Lahur, P. R., “Drag Prediction on NASA CRM Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method,” *Journal of Aircraft*, Vol. 51, No. 4, pp. 1172–1182, 2014.