

# 次期固体ロケット空力特性についての数値解析

北村圭一, 藤本圭一郎, 葛生和人, 野中聡, 入門朋子, 福添森康, 嶋英志  
宇宙航空研究開発機構

## Numerical Analysis on Aerodynamic Characteristics of Advanced Solid Rocket

by

Keiichi Kitamura, Keiichiro Fujimoto, Kazuto Kuzuu, Satoshi Nonaka, Tomoko Irikado, Moriyasu Fukuzoe, and Eiji Shima  
JAXA

### ABSTRACT

The Advanced Solid Rocket (currently Epsilon Launch Vehicle) is under the development by JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency). In this study, using our cutting-edge CFD technology, we carried out numerical analysis on the aerodynamic characteristics of the Advanced Solid Rocket at Mach 1.5. Four test cases were conducted, i.e., two Reynolds numbers (wind-tunnel and flight conditions) and two attack angles (0 and 5 degrees). Numerical results successfully reproduced the corresponding experimental data. These data including normal force distribution and Reynolds number effects provided us with fundamental and important aerodynamic insights of the Advanced Solid Rocket. In particular, within the range of the wind-tunnel and flight conditions, Reynolds number turned out to have little effect on the flowfield and aerodynamic characteristics.

### 1. はじめに

次期固体ロケット (現 イプシロン・ロケット) は、M-V ロケットの技術を継承した上で、簡素な打上げシステムによる小型衛星の効率的運用などを目的として宇宙航空研究開発機構(JAXA)にて研究・開発が進められている<sup>1,2)</sup>。現在、その機体形状について検討が行われており、その空力特性を知る事は打上げ能力・制御性解析・荷重解析等、システムの成立性を評価する上で、極めて重要である。そこで著者らはまず、第 1 図の機体形状に対し風洞試験 (以下、風試) を実施し、圧力測定や可視化試験により、マッハ数 1.5 における周囲の流れ場を調べた<sup>3)</sup>。ここでマッハ数 1.5 とは、飛行中の動圧が最大となる時間帯のマッハ数である。得られた風試結果から、機体の持つ様々な突起の流れ場・空力特性への影響の程度や、迎角 6 度以下においては法線力傾斜が迎角によらず一定である事などが明らかとなった。

しかしながら、風試で得られるデータや知見には限界があり、実飛行状態における機体の空力特性を試験のみから予測する事は現実的でない。例えば、風試においてマッハ数とレイノルズ数の双方を同時に飛行条件に合わせる事は機体と同サイズの模型とそれを収容できる風洞を用いない限り不可能である。更に、機体の構造設計に必要な軸方向

の法線力分布<sup>4)</sup>、スティングやプルームの影響と言った重要なデータは風試では取得できない。

そこで本研究では、第 1 図の機体形状の実飛行条件における空力特性を知るため、JAXA/JEDI (情報・計算工学センター) の有する最新の CFD 技術<sup>5~8)</sup> を利用して数値解析を行う。なおここでは、以下の 2 つの主要な空力特性に注目する。

- ・軸力特性 (迎角無し時の抵抗特性) : 打上げ能力を評価する上で重要な要素。

- ・法線力特性: ピッチ/ヨー制御力や、荷重条件を評価する上で重要な要素。

解析は、まず風試と同一条件にて行い、風試データとの比較を行う。これにより、本数値解析の検証を行う。次にこれに基づき、実飛行条件における解析 (レイノルズ数を合わせる) を行い、飛行中の周囲の流れ場や機体にかかる空気力、そして風試データとの違い等を調べ、これらの知見やデータを設計現場へ提供する。

### 2. 数値計算法

#### 2.1 支配方程式

本解析における流体の支配方程式は、下記の 3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式である (下添字  $k, l, m, n$  には、1, 2, 3 が代入される)。



第 1 図 次期固体 (現 イプシロン) ロケットの CG イメージと主要な空力特性

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_k}{\partial x_k} = \frac{\partial \mathbf{Fv}_k}{\partial x_k} \quad (1a)$$

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_l \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_k = \begin{bmatrix} \rho u_k \\ \rho u_l u_k + p \delta_{lk} \\ \rho u_k H \end{bmatrix}, \quad (1b)$$

$$\mathbf{Fv}_k = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{lk} \\ u_m \tau_{mk} + (\kappa + \kappa_t) \frac{\partial T}{\partial x_k} \end{bmatrix}$$

$$\tau_{lk} = (\mu + \mu_t) \left[ \left( \frac{\partial u_l}{\partial x_k} + \frac{\partial u_k}{\partial x_l} \right) - \frac{2}{3} \frac{\partial u_n}{\partial x_n} \delta_{lk} \right] \quad (1c)$$

ここで、 $\rho$  は密度、 $u_i$  は速度成分、 $E$  は全エネルギー、 $p$  は圧力、 $H$  は全エンタルピー ( $H = E + (p/\rho)$ )、そして  $T$  は温度である。気体は完全気体の空気 (比熱比  $\gamma = 1.4$ )、プラントル数は  $Pr = 0.72$  である。分子粘性  $\mu$  は一定とし、熱伝導係数  $\kappa$  とは  $\kappa = c_p \mu / Pr$  の関係がある ( $c_p$  は定圧比熱)。更に、乱流粘性  $\mu_t$  と乱流プラントル数 ( $Pr_t = 0.89$ ) から  $\kappa_t = c_p \mu_t / Pr_t$  の関係がある。

2. 2 数値計算法

本解析には、現在 JAXA/JEDI にて開発している任意多面体非構造格子 CFD コード “LS-Flow”<sup>5,6)</sup> を用いる。LS-Flow は計算手法として多くのオプションを有している<sup>5)</sup> が、本解析で用いているもののみ第 1 表にまとめた。

第 1 表 数値計算法

支配方程式	三次元圧縮性 Euler/N-S 方程式	
空間の離散化	セル中心有限体積法	
再構築	勾配	Green-Gauss (G-G) <sup>9)</sup>
	勾配制限関数	Venkatkrishnan <sup>10)</sup> (Wang’s modification <sup>11)</sup> )
	非粘性項 (数値流束)	SLAU <sup>12)</sup>
	粘性項	Wang <sup>13)</sup>
乱流モデル	Spalart-Allmaras (S-A) <sup>14)</sup> (ただし、計算初期のみ Baldwin-Lomax (B-L) <sup>15)</sup> )	
時間発展	LU-SGS <sup>16)</sup>	

壁近傍のアスペクト比の大きなセルにおいては、非構造格子コードでは空間精度が劣化する<sup>9)</sup>、単調性が保持されない<sup>17)</sup>等の問題が知られているため、ここでは Wang<sup>18)</sup> および Shima ら<sup>17)</sup>の最新の方法によりセルの幾何情報 (体積、中心座標など) を精度良く計算した。更に、文献 17) に従い上記問題が生じにくい Green-Gauss(G-G)法<sup>9)</sup>を採用して空間再構築を行っている。そして最近 Shima らによって発表された全速度で堅牢な SLAU 法<sup>12)</sup>によって数値流束を計算している。

乱流モデルは、最終的には Spalart-Allmaras(S-A)モデル<sup>14)</sup>を用いているが、実際には計算初期においてのみ Baldwin-Lomax(B-L)モデル<sup>15)</sup>を用いている。B-L モデルは本研究で用いるような物体適合・直交ハイブリッド格子 (後述) では乱流粘性や摩擦係数を低く見積もってしまい、不向きである事が分かっているが<sup>5)</sup>、経験上、S-A モデルに比べて CFL が 100 倍程度大きく取る事ができるため、計算時間短縮を目的として初期解を得るまで利用している。

2. 3 計算格子

次期固体ロケットの機体は、その表面にフランジやトンネル、SMSJ と呼ばれる姿勢制御ジェット等が存在するため、形状が複雑である。こうした形状に対しマルチ・ブロック構造格子<sup>19)</sup>を作成するには、作業者に豊富な経験が求められる上、多大な労力と時間を要する。そこでこうした複雑形状に対し、NASA 等では直交格子<sup>20)</sup>もしくは四面体<sup>21)</sup>、六面体<sup>22)</sup>の非構造格子が採用されている。

こうした中、短時間に自動で (非構造) 計算格子を作成できるツールとして、JAXA/JEDI では物体適合・直交ハイブリッド非構造格子生成コード “LS-Grid”<sup>7,8)</sup>を開発している。LS-Grid は、物体周りに物体適合格子、その周りに直交格子を配置し、これらを統一的な非構造格子データとし

て出力する。本解析では、この LS-Grid を用いて次期固体ロケット周りの計算格子を作成した。

作成した計算格子を第 2 図に示す。後述する一樣流条件から、機体壁面上には乱流境界層が作られると考えられるため、その中の速度分布を十分捉えきれるように物体適合部の格子を作成した。ただし、今回は初期検討のための計算を行っている段階であるため、計算格子作成の難しさを避け、かつ計算コストを抑えるため、最小格子幅は  $y^+ \approx 10$  のオーダとしている\*。

計算領域は、迎角無しの場合には、全周の 1/4 領域、迎角有り (5 度) の場合には半裁とした。計算格子中のセル数は、1/4 領域で約 1,600 万、半裁の場合で約 3,200 万である。ちなみに LS-Grid ではこの半裁の格子を約 1 日で作成する事ができるが、同程度の規模の格子をマルチ・ブロック構造格子で生成するには熟練者の 2 週間以上の労力を要する。

2. 4 計算条件

計算条件は、第 2 表に示す (「風試条件」と「実飛行条件」の 2 通り) × (迎角の有無で 2 通り) = 計 4 通りであり、風試条件は第 3 表に示す通りである。ここで、レイノルズ数  $Re_{Test} = 1.2 \times 10^7$  (以下、風試レイノルズ数) は、風洞の一樣流条件と試験模型の全長に基づいている。実飛行条件の解析については、レイノルズ数を対応する飛行経路データと機体全長に合わせて  $Re_{Flight} = 3.1 \times 10^8$  (以下、実機レイノルズ数) とした。

2. 5 データ処理

一般にベース流れは、非対称かつ非定常であり、DES<sup>6)</sup>などの手法で非定常計算を行った場合でも実験データの再現が難しい事が知られている<sup>23)</sup>。しかし本研究では、前面抵抗や法線力の定常解の数値的予測に重点を置き、局所時間刻みを利用した定常計算を行う事とし、ベース流れには乱流モデルを用いない。そしてベース流れを除く機体にかかる空気力の変動が 1%未達となった状態で十分な長さの時間平均<sup>24)</sup>を取り、これを最終的なアウトプットとした。

なお計算機は、JAXA スーパーコンピュータ JSS (M システム) を利用し、1 ケース当たり 2 週間程度を費やした。このとき計算格子は並列計算用に領域分割され、解析コード上では物理量を領域間で MPI 通信した。領域分割数は、用いる計算格子に応じて 16~48 とした。

3. 可視化結果の比較

まず CFD 解析結果 (風試条件) と風試結果の比較を可視化結果によって行う。そして CFD 結果を用い、風試結果のみからは解釈が困難な流れ場構造を議論、考察する。

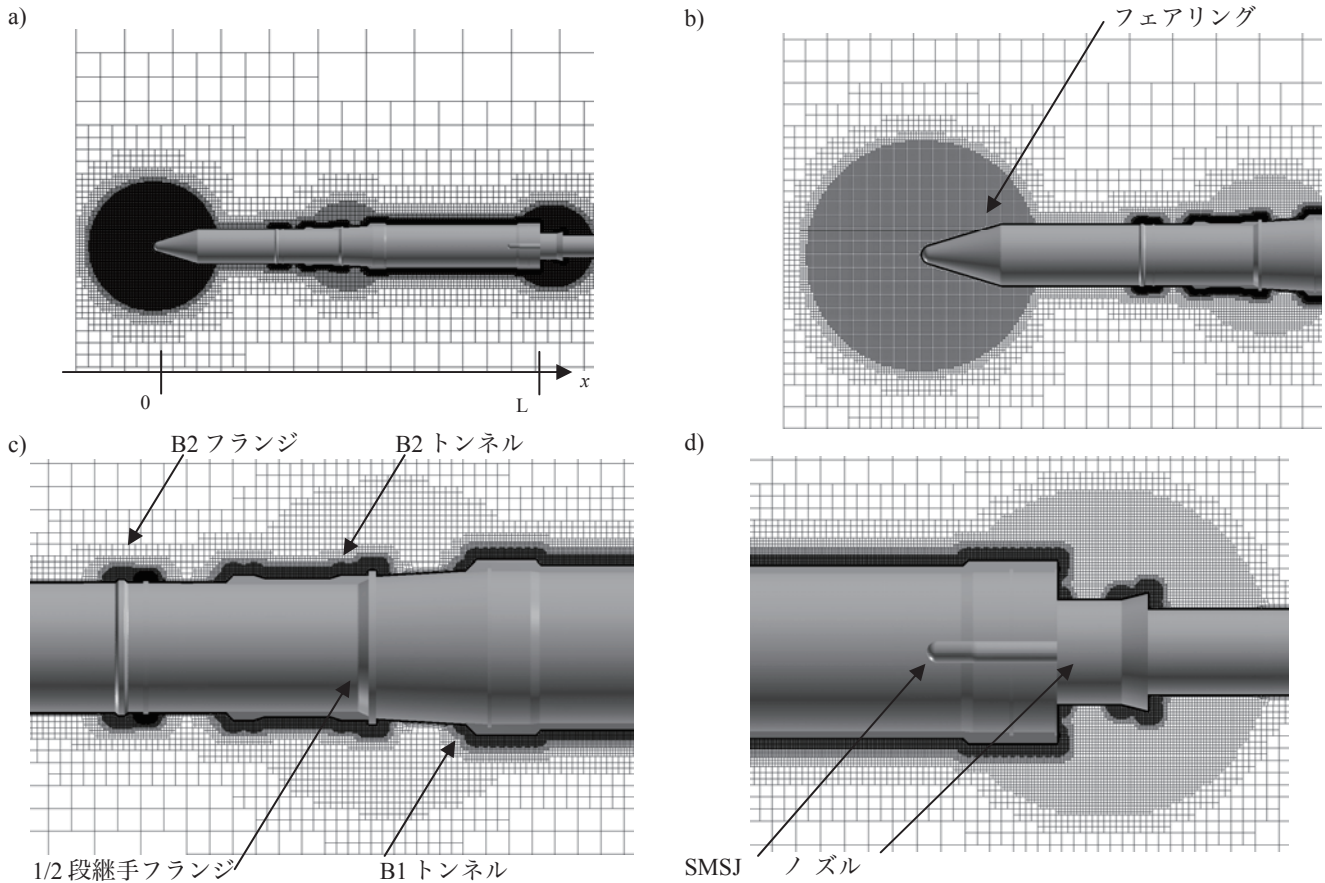
3. 1 Case 1:  $M_\infty = 1.5, Re_{Test} = 1.2 \times 10^7, \alpha = 0 \text{deg}$ .

計算結果を第 3 図に示す。比較のため、対応する風試可視化結果<sup>3)</sup>も示す。

第 3 図から、本解析結果は模式図に記された主要な衝撃波 (SW1~SW4) および膨張波 (EW1, EW4) など、流れ場の概要 (風試結果) を全体的に良く捉えている。特に、フランジなど全体から見ると小さな突起により作られる衝撃波も見られ、CFD と風試で一致する。

また、機体表面流れ線も、解析結果・風試結果で類似している。特に、機体ベース部に近い SMSJ と呼ばれる部位 (第 2 図 d 参照) において、その前方で流れが外側へ向かう様子が両者の結果に現れている。風試結果からは、SMSJ の周囲でオイルが見えない領域が存在する事しか分からなかったが、今回の計算結果より「SMSJ 前方で境界

\* ちなみに本解析の後、更に格子幅を小さくして計算を行っているが、これによっても流れ場の概要は大きく変化せず、摩擦抵抗が数%変化するだけである。



第 2 図 次期固体ロケット周りに作成した物体適合・直交ハイブリッド非構造格子 (約 2,300 万セル, 半裁) a) 全体図, b) フェアリング付近, c) 1/2 段継手付近, d) SMSJ およびベース付近

第 2 表 計算条件

		$\alpha=0\text{deg.}$	$\alpha=5\text{deg.}$
$M_\infty=1.5$	風試条件 $Re_{\text{Test}}$	Case 1	Case 2
	実飛行条件 $Re_{\text{Flight}}$	Case 3	Case 4

第 3 表 本風洞試験の通風条件：JAXA/ISAS (宇宙科学研究所) 超音速風洞

$M_\infty$	1.5
$Re_{\text{Test}}$	$1.2 \times 10^7$
$P_0$ [kPa]	204
$T_0$ [K]	298

層剥離による高圧領域が生じ、周囲の流れはその外側へ向かう」という流体構造が明らかとなった。つまりこれは、こうした鈍頭形状が機体から突出した場合にしばしば観察される馬蹄渦(horseshoe vortex)<sup>25)</sup>である事が確認された。

ベース流れについては、今回の解析では乱流の非定常・非対称な挙動に注目していないため参考情報しか得られていないが、ノズル表面、スティング表面の流れを比較する限り CFD・風試で大幅な差異は見られない。少なくとも、SMSJ など機体表面の突起により回転非対称な流れ場が形成されている事が両者から分かる。

### 3. 2 Case 2: $M_\infty=1.5, Re_{\text{Test}}=1.2 \times 10^7, \alpha=5\text{deg.}$

計算結果を第 4 図に示す。比較のため、対応する風試可視化結果<sup>3)</sup>も示す。

シュリーレン可視化結果によると今回は、形成される流れ場が上下非対称であり、例えば SW2 と示された衝撃波は風上側 (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。他の衝撃波、膨張波についても同様に、風上側で比較的強く現れており、これらの傾向については本解析で風試結果を良く再現できている。

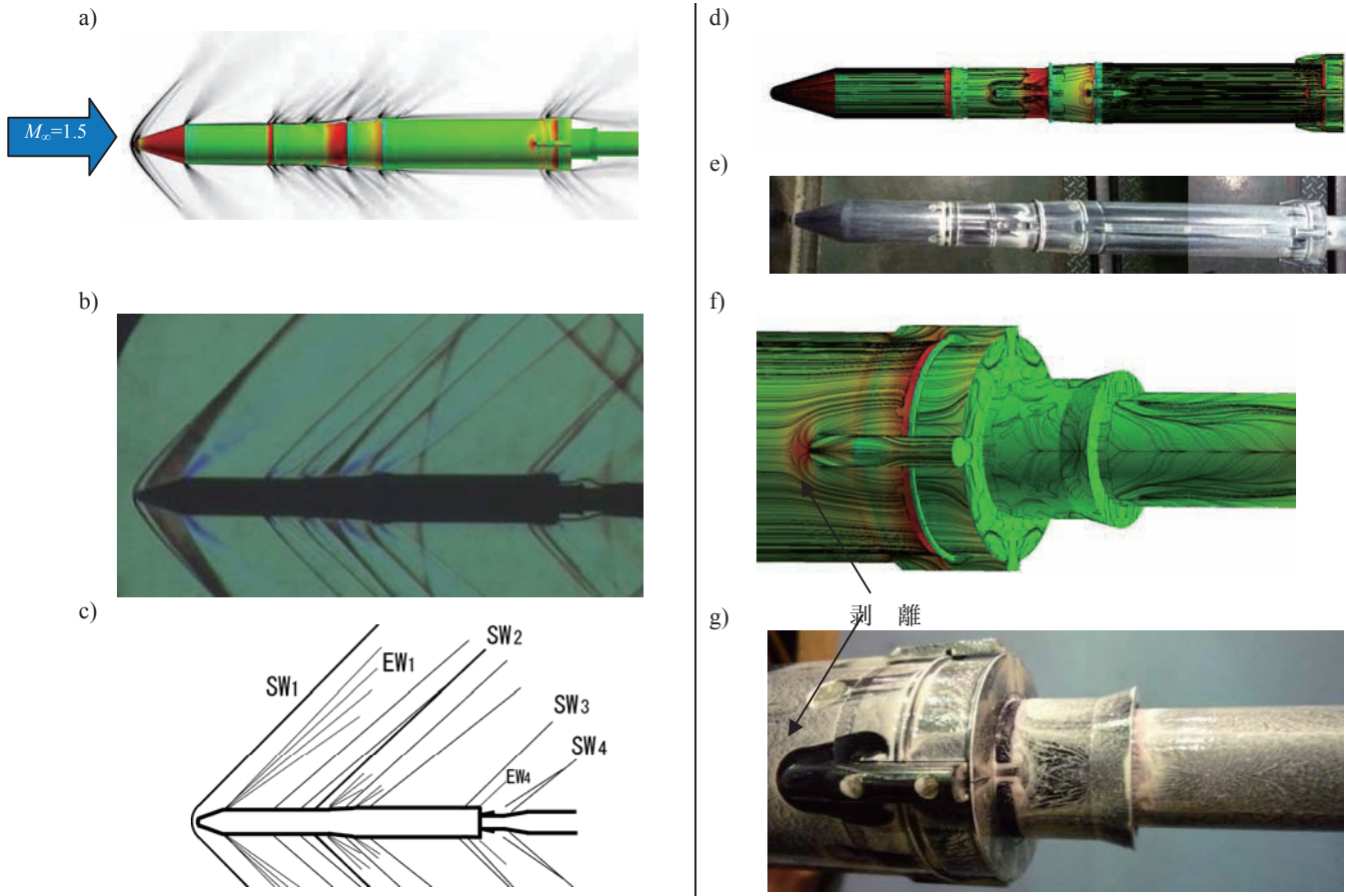
続いて表面流れについて、本解析は全体的に風試結果の特徴を再現できている。特に、SMSJ 付近では迎角無しの場合と同様、馬蹄渦の形成が確認できた。一方で、1/2 段継手フランジ (第 2 図 c 参照) のやや上流では流れパターンが CFD・風試結果でやや異なる。この位置では境界層剥離が起きており、その規模については乱流モデルの影響が出やすい事が知られている<sup>26)</sup>。更に、今回作成した計算格子 (表面 CAD データ) では、計算格子点数を節約するため、この付近に機体表面に存在するごく微小なフランジを省略している。こうした事が、風試結果とのわずかな差異の原因と考えられ、更なる検討を要する。

### 3. 3 Case 3: $M_\infty=1.5, Re_{\text{Flight}}=3.1 \times 10^8, \alpha=0\text{deg.}$

可視化結果を第 5 図に示す。風試レイノルズ数の場合 (第 3 図) との定性的な違いは見られない。

### 3. 4 Case 4: $M_\infty=1.5, Re_{\text{Flight}}=3.1 \times 10^8, \alpha=5\text{deg.}$

可視化結果を第 6 図に示す。このケースでも、風試レイノルズ数の場合 (第 4 図) との大きな違いは見られない。各フランジ上流の境界層剥離パターンにわずかな違いが存在するだけである。これらの事から、今回調べたレイノルズ数の範囲では、その流れ場への影響は小さいと言える。



第3図 可視化結果 (Case 1:  $Re_{Test}$ ,  $\alpha=0deg$ ) : a) 流れ場の計算結果 (全体図), b) 流れ場の風試結果 (全体図)<sup>3)</sup>, c) 流れ場の模式図 (全体図), d) 表面流線の計算結果 (全体図), e) 表面流線の風試結果 (全体図)<sup>3)</sup>, f) 表面流線の計算結果 (ベース付近), g) 表面流線の風試結果 (ベース付近)<sup>3)</sup>. 計算結果は, 機体周り: 密度勾配絶対値, 機体表面: 圧力分布 ( $-0.5 < C_p < 0.3$ ) および表面流線; 風洞試験結果は, 機体周り: シュリーレン写真, 機体表面: オイルフロー可視化結果.

4. 空気力について

次に, 風試結果との比較, そして異なる解析条件の結果同士の比較を定量的に行うため, 空気力について調べる.

まず第7図 a)には, 迎角の無い場合の抵抗係数  $C_D$ , すなわち軸力係数  $C_A$  (軸力係数  $C_A = F / (q_\infty S)$ ; 軸力  $F$ , 一様流動圧  $q_\infty$ , 代表面積  $S$ ) について全機および突起部ごとの値を風試結果と共に示した. ただし全機の値としては, ベース圧をゼロと仮定した場合の前面抵抗を用いた.

なお各突起部にかかる力として示しているのは, CFDではその突起部にかかる力そのものを抽出しているのに対し, 風試結果は「その突起が有る場合の力と無い場合の力の差分」を示している.

第7図 a)より, 全機の作る前面抵抗は CFD で 1.24, 風試で 1.28 でありほぼ一致する (3.9%の差異). また, 「各突起部の寄与分」という観点からは, 「1/2 段継手フランジ」「B2 フランジ」がそれぞれ全軸力 (風試データ 0.74) の 1 割程度を占めている.

続いて迎角のある場合の法線力係数傾斜  $C_{N\alpha}$ について第7図 b)に同様に示した. また  $C_{N\alpha}$ は, (有次元) 法線力  $N$ , 一様流動圧  $q_\infty$ , 代表面積  $S$ , そして迎角  $\alpha=5$  度を利用して,

$$\left. \begin{aligned} C_{N\alpha} &= C_N / \alpha [\text{rad}] \\ C_N &= N / q_\infty S \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

より算出した<sup>3)</sup>.

CFD による全機の作る  $C_{N\alpha}$  (=3.76)は, 風試データ ( $3.56 \pm 0.03$ ) とほぼ一致した (6.7%の差異). 他の突起部の作る力についても, SMSJ, B1 トンネル (第2図 c 参

照)を除きほぼ一致する. これらの法線力の差異については, 上述のようにそもそも CFD と試験で値の算出方法が異なる事が理由の一つと考えられる.

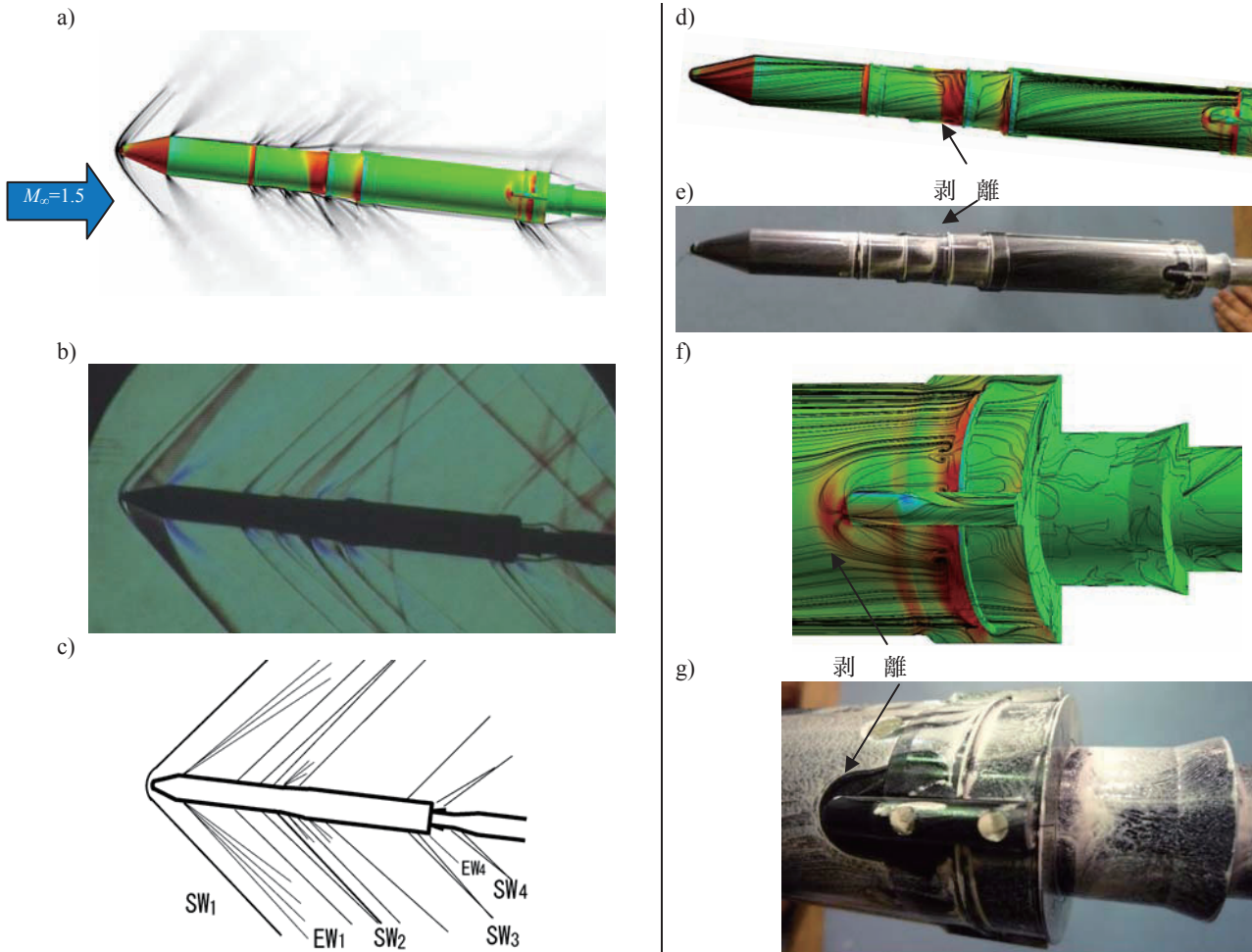
第8図には, 迎角有りの場合に得られた「法線力の機軸方向分布」を示した. ここで横軸は機軸方向の  $x$  座標値, 縦軸はその位置における法線力を表している. この結果より, 局所的に大きな法線力がかかるのは以下のいずれも小規模な剥離が起きている箇所である.

- ・フェアリングの付け根 ( $x/L \approx 0.1$ ): 風下側で膨張が起こり, 圧力が低下.
- ・各フランジの上流 ( $x/L \approx 0.3-0.6$ ): 風上側で強い衝撃波が発生し, 圧力が上昇.
- ・SMSJ ( $x/L \approx 0.95$ ): 超音速流に曝され, 衝撃波が発生.

これらの結果から, 機体の許容曲げ応力等を見積もる事ができる. なおこのデータは, 風試や飛行データからは取得できないものである.

5. レイノルズ数効果について

第3~6図の可視化結果や, 第7~8図の空気力から風試条件と実飛行条件の解析結果を比較してみると, 顕著な差は現れていない. 境界層剥離の発生位置や規模はほぼ変わらず, 例えば, 法線力係数傾斜  $C_{N\alpha}$  や軸力係数  $C_A$  における両者の差 (=レイノルズ数効果) は数%である. 従って, 数%のレベルの誤差を許容するならば, 今回参照した風試結果や, 風試条件の解析結果が, ほぼそのまま実飛行条件における流れ場や空気力の予測に利用できると言える.



第 4 図 可視化結果 (Case 2 :  $Re_{Test}$ ,  $\alpha=5deg$ ) : a) 流れ場の計算結果 (全体図), b) 流れ場の風試結果 (全体図)<sup>3)</sup>, c) 流れ場の模式図 (全体図), d) 表面流線の計算結果 (全体図), e) 表面流線の風試結果 (全体図)<sup>3)</sup>, f) 表面流線の計算結果 (ベース付近), g) 表面流線の風試結果 (ベース付近)<sup>3)</sup>. 計算結果は, 機体周り: 密度勾配絶対値, 機体表面: 圧力分布 ( $-0.5 < C_p < 0.3$ ) および表面流線; 風洞試験結果は, 機体周り: シュリーレン写真, 機体表面: オイルフロー可視化結果.

6. まとめ

次期固体ロケット (現 イプシロン・ロケット) の空力解析を最新の CFD 技術を利用して実行し, 以下の結果を得た.

- ・ 風試条件における解析結果は, 対応する風試で得られた衝撃波位置, 表面流線のパターン, 前面抵抗, 法線力においてほぼ一致した.
- ・ 実飛行条件における解析結果は, 概して風試条件の結果と同様であり, 空気力に見られた両者の差異は数%程度である.
- ・ 数%のレベルの誤差を許容するならば, 今回参照した風試結果や, 風試条件の解析結果が, ほぼそのまま実飛行条件における流れ場や空気力の予測に利用できる.
- ・ 解析結果より法線力の軸方向分布を取得した. これより, フェアリングの付け根やフランジのやや上流, SMSJ といった小規模な剥離が生じる箇所で局所的に大きな法線力が現れる傾向が明らかとなった.

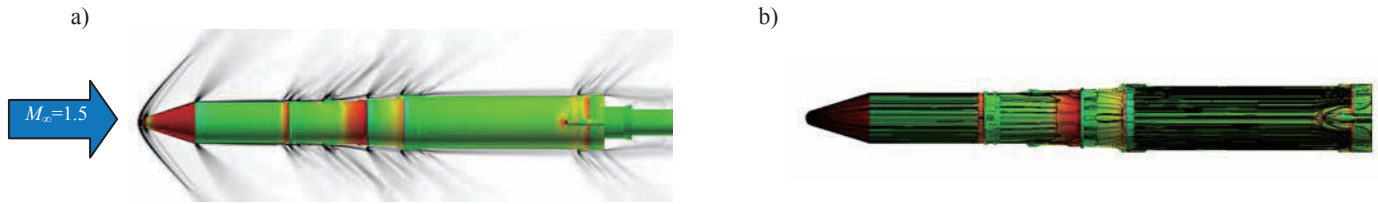
今後は, 更に細かい格子点を壁近傍や SMSJ などの突起部付近に配置したり, 非定常計算を行ったりする事で, 空間的にも時間的にもより精度の高い解析を実施し, より信頼性の高い結果を提供する予定である.

本解析は JAXA スーパーコンピュータ JSS (M システム) の特別利用により実行した. ここに感謝の意を表す.

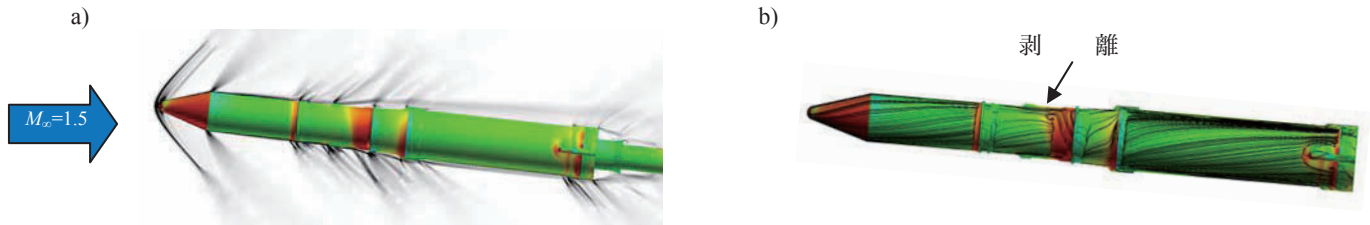
また本研究で用いた風洞試験データは, JAXA 固体ロケット研究チームの三保和之氏, 田村誠氏, 宇宙科学研究所の大屋友児氏, 藤井孝藏研究室の大山聖助教授のご協力をいただいた. 同じく藤井孝藏研究室滑慶則氏, 山崎祐希氏, 浅田健吾氏, 野々村拓氏には本研究に関わる試算を実行していただき, 有意義な議論を交わした. 藤井孝藏教授, JAXA/JEDI (情報・計算工学センター) 堤誠司氏には貴重なご指摘をいただいた. ここに感謝の意を表す (上記所属は全て, 風洞試験を実施した 2009 年 5 月当時のもの).

参考文献

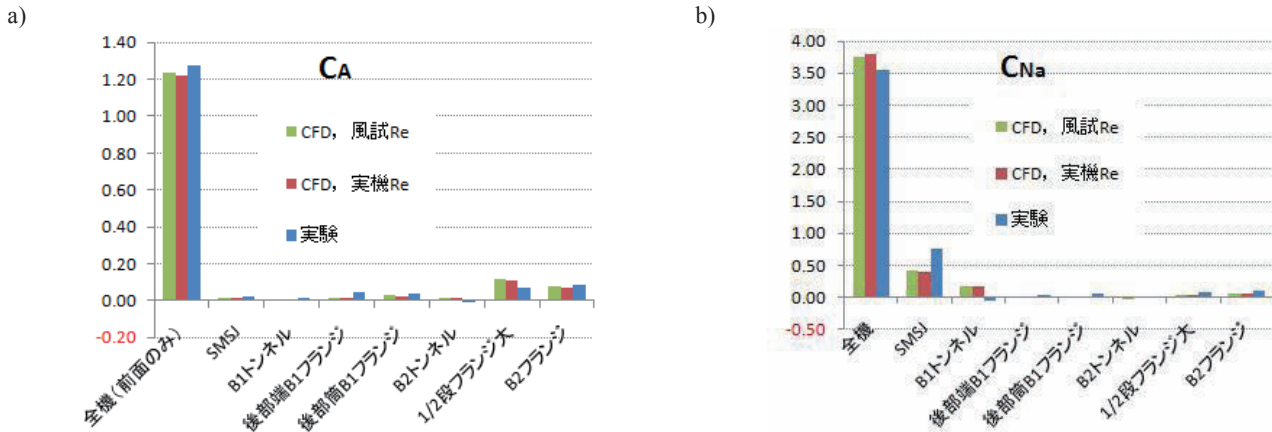
- 1) 森田泰弘他, 第 52 回宇宙科学技術連合講演会, 1J01, 2008.
- 2) 井元隆行他, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会, 1B01, JSASS-2009-4019, 2009.
- 3) 北村圭一他, 航空宇宙技術, 9 (2010), pp.9-14.
- 4) Bigarella, E.D.V. et al., *J. Braz. Soc. Mech. Sci. & Eng.*, 26 (2004), pp.290-296.
- 5) Kitamura, K. et al., *Trans. JSASS (Accepted for Publication)*.
- 6) 葛生和人他, 第 23 回数値流体力学シンポジウム, A2-4, 2009.
- 7) Fujimoto, K., PhD Dissertation, Univ. of Tokyo, 2006.
- 8) Fujimoto, K. et al., IMECE2008-67110, ASME International Mechanical Engineering Congress & Exposition, Boston, MA, Nov. 2008.



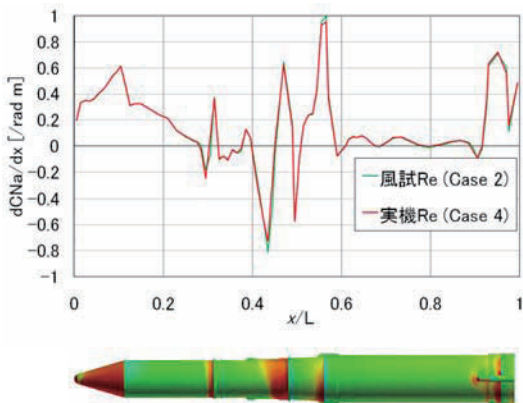
第5図 可視化結果 (Case 3:  $Re_{Flight}$ ,  $\alpha=0deg.$ ) : a) 流れ場の計算結果 (全体図), b) 表面流線の計算結果 (全体図)



第6図 可視化結果 (Case 4:  $Re_{Flight}$ ,  $\alpha=5deg.$ ) : a) 流れ場の計算結果 (全体図), b) 表面流線の計算結果 (全体図)



第7図 空気力算出結果: a) 軸力係数  $C_A$  および b) 法線力係数傾斜  $C_{N\alpha}$



第8図 機軸方向法線力分布

9) Mavriplis, D.J., AIAA Paper 2003-3986, 2003.  
 10) Venkatakrishnan, V., *J. Comput. Phys.*, **118** (1995), pp.120-130.  
 11) Wang, Z.J., *Int. J. Numer. Meth. Fluids*, **33** (2000), pp.657-680.  
 12) Shima, E. and Kitamura, K., AIAA Paper 2009-136, 2009.  
 13) Wang, Z.J., *Computers and Fluids*, **27** (1998), pp. 529-549.  
 14) Spalart, P.R. and Allmaras, S.R., AIAA Paper 92-0439, 1992.  
 15) Baldwin, B. and Lomax, H., AIAA Paper 1978-257, 1978.

16) Jameson, A. and Turkel, E., *Mathematics of Computation*, **37** (1981), pp. 385-397.  
 17) Shima, E., et al., AIAA Paper 2010-1081, 2010.  
 18) Wang, Z.J., *AIAA J.*, **37** (1999), pp. 1326-1327.  
 19) Catalano, P. et al., *J. Spacecraft and Rockets*, **44** (2007), pp.42-51.  
 20) Pandya, S. et al., NAS Technical Report, NAS-06-005, 2006.  
 21) Gnoffo, P. et al., AIAA Paper 2006-3771, 2006.  
 22) Bigarella, E.D.V. et al., *J. Spacecraft and Rockets*, **44** (2007), pp.52-65.  
 23) Forsythe, J.R. et al., *J. Fluids Eng ineering*, **124** (2002), pp.911-923.  
 24) 高木亮治, 日本航空宇宙学会論文集, **50** (2002), pp.123-128.  
 25) Stollery, J.L., Paper 17 in AGARD Conference Proceedings, No. 428, Aerodynamics of Hypersonic Lifting Vehicles, 1987.  
 26) 数値流体力学シリーズ2. 圧縮性流体解析, 数値流体力学編集委員会 編, 東京大学出版会, p.192, 1995.