

# ダブルコーン型再使用ロケットの実機スケール数値解析による軸力特性の予測

間々下 智広 (横浜国立大学), 武藤 智太朗 (東京大学)  
北村 圭一 (横浜国立大学), 野中 聡 (宇宙航空研究開発機構)

## Numerical Analysis on Axial Force Characteristics of Double-Cone Reusable Launch Vehicle at Flight Condition

MAMASHITA Tomohiro (Yokohama National University), MUTO Tomotaro (Tokyo University)  
KITAMURA Keiichi (Yokohama National University), NONAKA Satoshi (JAXA)

### ABSTRACT

The axial force characteristics of the reusable vehicle "RV-X" was predicted using numerical flow analysis under the flight condition, in contrast with most of past related studies using only scale models. We focused on the return phase (150-180 degrees angle-of-attack), and validated our simulations by comparing the solutions against the wind tunnel test data. At 180 degrees, in particular, our results demonstrated that the absolute axial force value (i.e., drag working as aerodynamic brake) at the flight condition ( $Re = 9.0 \times 10^6$ ) can be 87% smaller than that at the wind tunnel condition ( $Re = 6.6 \times 10^5$ ). Its mechanism was then explained in detail using the computational flow solutions at different Reynolds numbers.

### 1. はじめに

微小重力実験や大気観測などを目的とした観測ロケットの需要が高まっており, ISAS/JAXA では, ロケット打ち上げのコスト削減を目的として, 再使用ロケットの開発が進められている<sup>1,2)</sup>. 近年では, 再使用ロケットエンジンの実証試験が実施されており<sup>3)</sup>, 小型実験機"RV-X"(Reusable Vehicle-eXperiment)の飛行実証試験も計画されている<sup>4)</sup>.

再使用ロケットの実現には様々な課題があるが, その一つとして帰還飛行時の空力的課題が挙げられる. 垂直離着陸型再使用ロケットの帰還方式は大きくベースエントリー方式とノーズエントリー方式の2種類がある<sup>5,6)</sup>(図1). 前者は, 機体底面を進行方向に向けて減速する方式であり, 後者は機首を進行方向に向けて減速を行った後, 180度転回して着陸を行う方式である. いずれも減速の大部分を空気抵抗によって行うため, 機体の空力特性を把握することが重要となる.

本研究では我が国の再使用ロケットの実際の運用に向けて, ノーズエントリー帰還飛行を想定した実機スケールの数値解析を実施する. また, 風洞試験及び風洞試験モデルスケール数値解析との比較を行い, 風洞試験における流れ場と実飛行条件における流れ場の違いを調査することを目的とする.

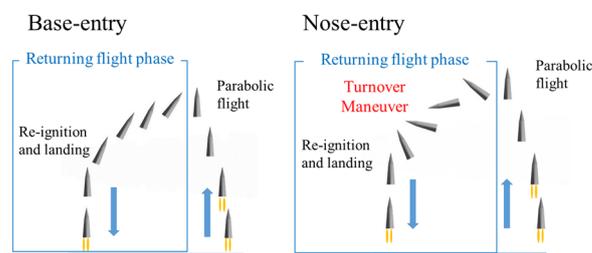


図1 再使用ロケットの帰還方式<sup>6)</sup>.

### 2. 研究方法

#### 2.1. 実験方法及び条件

対応する風洞試験はISAS/JAXAの惑星環境風洞にて行われた. 風洞試験モデルは, 図2に示したRV-X実機形状のスケールを変更し, 機体全長 $L = 570 \text{ mm}$ となるようにしたものである. 図3 a, b)に示すように, ベース側で支持するモデル(順迎角モデル)と, ノーズ側で支持するモデル(逆迎角モデル)を用い, それぞれ内装式天秤を用いて, 6分力空力特性を取得した. 重心位置は, 機体先端から $0.65 L$ の位置とした. 順迎角モデルで迎角 $-105 \sim 105$ 度, 逆迎角モデルで迎角 $75 \sim 285$ 度をいずれも5度刻みで計測した(図3 c)). また機体の対称性を考慮し, 迎角 $-105 \sim -5$ 度, 迎角 $185 \sim 285$ 度の軸力係数 $C_A$ , 法線力係数 $C_N$ , ピッチングモーメント係数 $C_m$ は, 対応

する迎角5~175度の係数と平均化している。一様流速は17.6 m/s、静圧は99920 Paであり、機体全長 $L = 570$  mmを代表長さとする、レイノルズ数は $Re = 6.6 \times 10^5$ となる。サンプリング周期は10 Hzとし、各迎角で10秒間データを取得し平均した。なお実機の飛行条件は後の表2にて示す。

2.2. 数値計算手法

本研究では、JAXA が開発した流体解析ソルバのFaSTAR<sup>7)</sup>を用いて計算を実施した。使用した数値計算手法を表1にまとめた。

本計算では、非定常計算を実施した。時刻みは内部反復で密度残差が2桁低下するように設定し、モデルスケールでは $\Delta t = 2.9 \times 10^{-6}$  [sec]、実機スケールでは $\Delta t = 5.8 \times 10^{-5}$  [sec]とした。内部反復回数はいずれも5回とし、計算は90000 stepまで行った。空力係数の時間履歴が周期的な場合、空力係数の取得及び流れ場の可視化には、各迎角における抗力係数 $C_D$ の最後の1周期の平均場を用いている（モデル、および実機スケールの迎角170度のケースがこれに該当する）。

2.3. 計算格子

計算格子生成には、JAXA開発のMEGG3D<sup>15)</sup>を使用した。図4に生成した計算格子を示す。計算領域は、機体全長 $L$ に対して $30L$ の長さを取り、外部領域ではセルは十分に粗くした。また、実機レイノルズ数に合わせて最小格子幅が $y^+ \leq 1$ となるように作成した。モデルスケール、実機スケールの両条件で共通の計算格子を用い

表1 数値計算手法.

支配方程式	3次元圧縮性Navier-Stokes方程式
空間離散化	セル節点有限体積法
高次精度化	U-MUSCL法 <sup>8)</sup>
非粘性流束	SLAU <sup>9)</sup>
勾配計算	Green-Gauss <sup>10)</sup>
制限関数	Venkatkrishnan <sup>11)</sup>
時間積分	前処理付きLU-SGS陰解法 <sup>12)</sup>
乱流モデル	SA-noft2-R( $C_{rot} = 1.0$ ) <sup>13, 14)</sup>

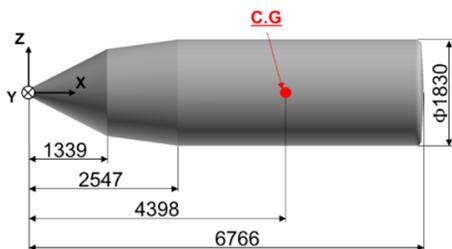


図2 実機形状 (単位はmm) .

ており、格子点数は約1900万点である。

2.4. 計算条件

3.1.節及び3.2.節で使用するモデルスケール及び実機スケールの計算条件を表2にまとめた。それぞれのスケールにおける条件は風洞試験及び実飛行試験の条件に基づいて決定した。重心位置は、機体先端から $0.65 L$ の位置とした。

また、後の3.3.節で行うレイノルズ数の効果の調査を目的とした数値解析では、表3の計算条件を用いた。一様流速、迎角は固定し、機体全長のみを変更することで、レイノルズ数の影響を調べた。

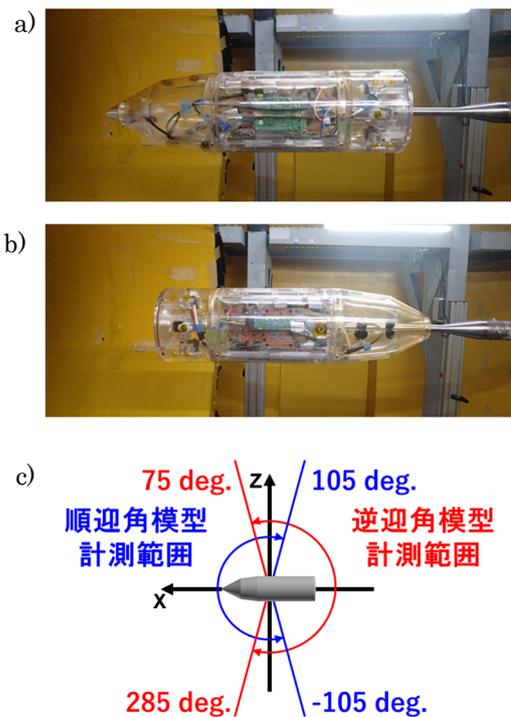


図3 モデルの取り付け. a) 順迎角模型, b) 逆迎角模型, c)各模型における計測迎角.

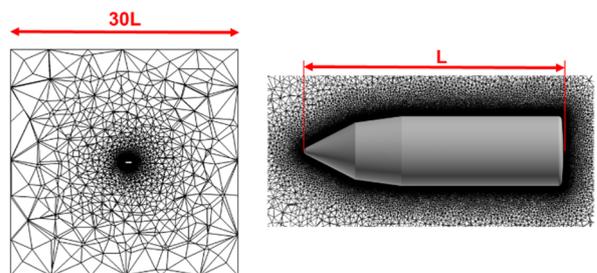


図4 計算格子.

表2 3.1.節及び3.2.節の計算条件.

	模型スケール	実機スケール
機体全長 [mm]	570	6766
一様流速 [m/s]	17.6	20.0
レイノルズ数	$6.6 \times 10^5$	$9.0 \times 10^6$
迎角 [deg.]	150~180 (10度刻み)	150~180 (10度刻み)

表3 3.3.節の計算条件.

機体全長 [mm]	66.8/334/570/1670/3340/5010/6766
レイノルズ数 [ $\times 10^5$ ]	0.89/4.4/7.6/22/44/66/90
一様流速 [m/s]	20
迎角 [deg.]	180

### 3. 結果及び考察

#### 3.1. 空力係数比較

最初に、風洞試験と模型スケール及び実機スケールの数値計算の軸力係数 $C_A$ 、法線力係数 $C_N$ 、ピッチングモーメント係数 $C_m$ の比較を行う(図5)。この図から、迎角150~180度における模型スケール計算の $C_A$ 、 $C_N$ 、 $C_m$ はいずれも、風洞試験結果と良く一致していることが分かる。一方、実機スケール計算結果に注目すると、 $C_m$ 特性は風洞試験の傾向と大まかに類似しているが、 $C_A$ 、 $C_N$ は風洞試験結果と一致していない。

ベースエントリー方式による帰還飛行を想定すると、特に迎角150~180度における軸力係数 $C_A$ は空力的な減速力として重要な意味をもつ。そこで本論文では、これらの迎角における流れ場を可視化し、模型スケールと実機スケールの $C_A$ 不一致に関する詳細な考察を行っていく。

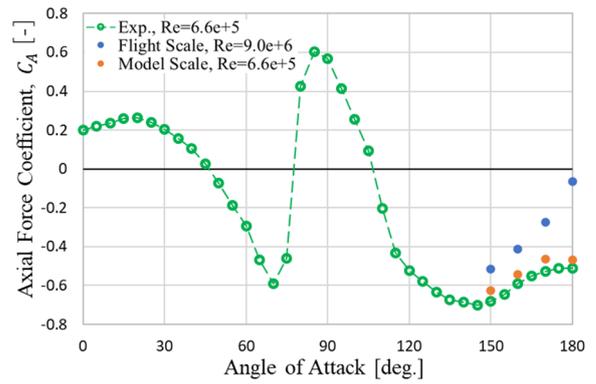
#### 3.2. 模型/実機スケールの流れ場の比較

##### 3.2.1. 迎角 180 度

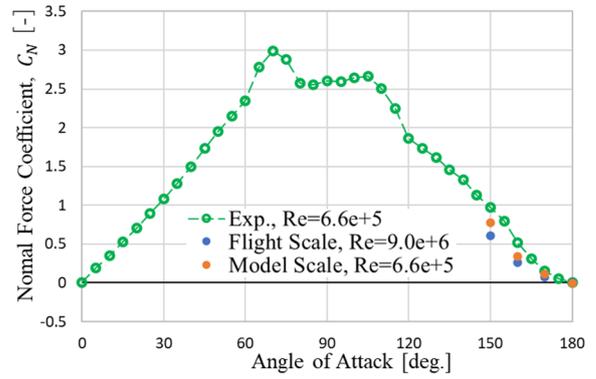
まずは、軸対称で流れ場が比較的シンプルな迎角180度のケースについて考察する。

図6に模型スケールと実機スケールの表面 $C_p$ 分布を-Y側から見た可視化結果と局所 $C_A$ 分布のグラフを示す。ここで局所 $C_A$ とは、機体をX軸方向にある幅 $\Delta x$ で区切り、その区間における $C_A$ のことを指す。今回は区間の幅 $\Delta x$ を、 $\Delta x/L = 0.02$ となるように決めている。この図から、実機スケールと模型スケールの局所 $C_A$ の主な差異は機体のベース部分に集中していることが分かるため、ベース部分をより詳細に比較していく。

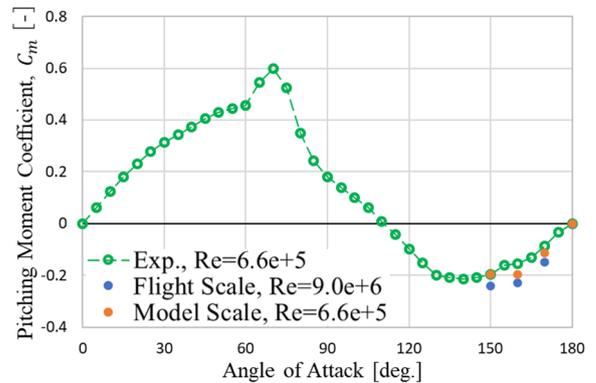
図7に+X側から見たベース面の $C_p$ 分布を示す。また、図中の破線上の $C_p$ 分布をグラフで表したものを同図の



a) 軸力特性比較.



b) 法線力特性比較.



c) ピッチングモーメント特性比較.

図5 空力特性比較.

右側に表示している。これらの図から、実機スケールのベースフィレット部分で、機体表面に非常に強い低圧領域が形成されており、これによって実機スケールの $|C_A|$ を小さくする方向に力が働いていることが分かる。

続いて、図8に-Y側から見た流れ場のMach数可視化結果を示す。この図から、模型スケールではベースフィレット部分で流れが大きく剥離しているのに対し、実機スケールでは剥離しない流れになっていることが分かる。また、機体近傍(位置は図示)の速度ベクトル分布を図9d, f)に表示している。この図から模型スケ

ールと実機スケールで境界層付近の速度ベクトル分布が異なることが分かる。これは模型スケールと実機スケールのレイノルズ数の違いによるものであると考えられる。

以上のことから、迎角180度における実機スケールの $|C_A|$ が、模型スケールの $|C_A|$ よりも小さくなるメカニズムは、次のように考察することができる。

- ① レイノルズ数の違いにより、境界層の速度分布にも違いが生じる。
- ② レイノルズ数が大きい実機スケールでは、模型スケールに比べて剥離しにくい流れになる（迎角180度では剥離しない）。
- ③ 剥離しない実機スケールでは、流れがベースフィレット部分を回り込む際に、強く加速・膨張する。
- ④ ③により、実機スケールではベースフィレット部分に強い低圧領域が形成される。この低圧領域によって、 $|C_A|$ が小さくなる方向に力が働く。

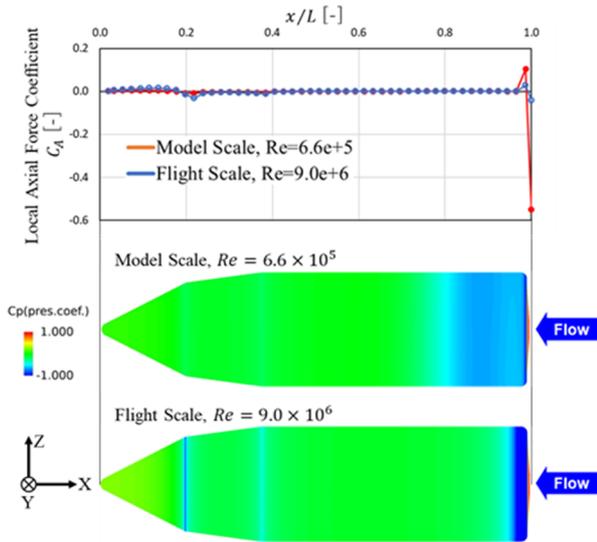


図6 表面 $C_p$ 分布(-Y側)と局所 $C_A$ 分布.

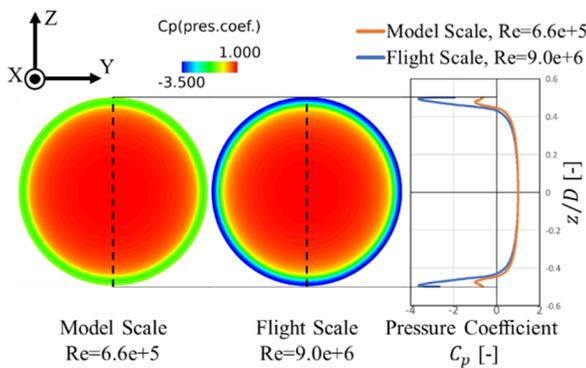


図7 ベース面の $C_p$ 分布(+X側).

以上のメカニズムにより、迎角180度では風洞試験で $|C_A| = 0.51$ 、実機スケール計算で $|C_A| = 0.064$ となり、約13%まで低下することになる。つまり、ベースエントリーする機体が空力ブレーキとして利用する抵抗が、風洞試験から想定していた値よりも小さくなる。これは、ベースエントリー時の墜落事故につながる恐れがある事を示唆するため、十分な注意を要する。

### 3.2.2. 迎角 150 - 170 度

3.2.1節における「剥離のしやすさが異なることによって、ベースフィレット部分に形成される低圧領域の強度が変わる」という説明は、迎角150~170度の流れ場に対しても当てはまる。

図9に迎角150~170度における模型スケールと実機スケールの表面 $C_p$ 分布を-Y側から見た可視化結果と局所 $C_A$ 分布のグラフを示す。いずれの迎角においても、模型スケールと実機スケールの局所 $C_A$ の主な違いはベース部分に集中していることが確認できる。

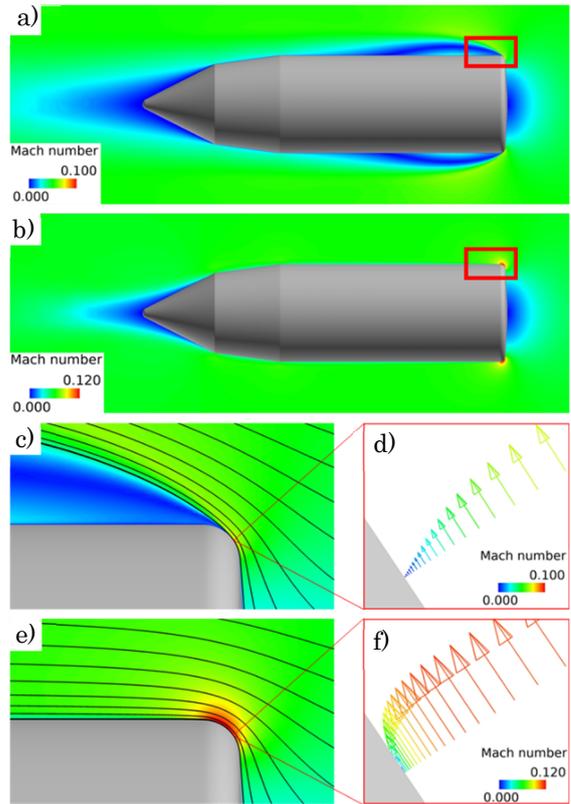


図8 流れ場の Mach 数分布(-Y 側) :

- a) 模型, 全体図, b) 実機, 全体図, c) 模型, 赤枠拡大図, d) 模型, 機体近傍の速度ベクトル分布, e) 実機, 赤枠拡大図, f) 実機, 機体近傍の速度ベクトル分布. c, e)には流線を表示している。

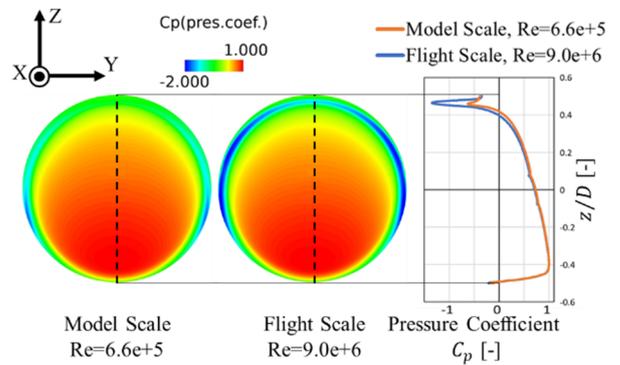
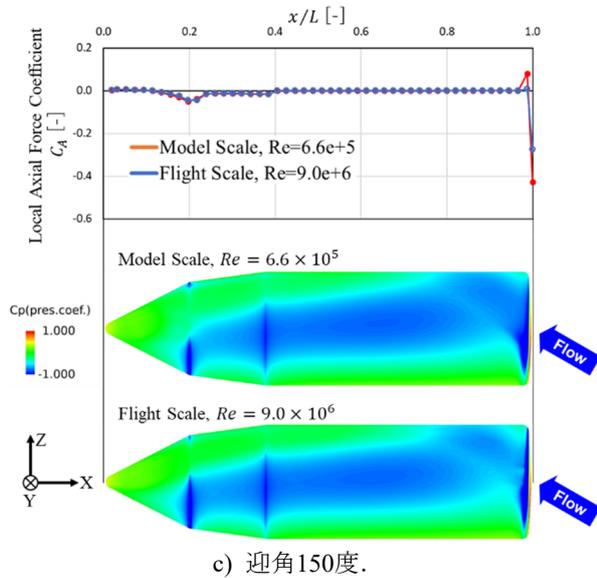
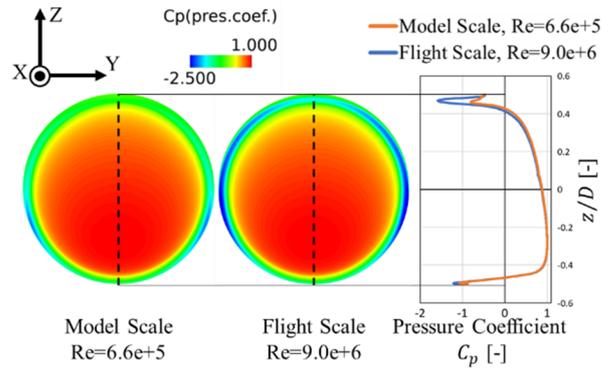
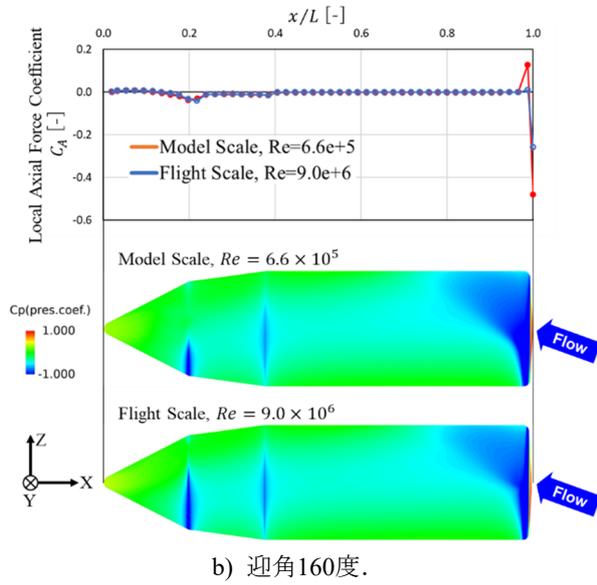
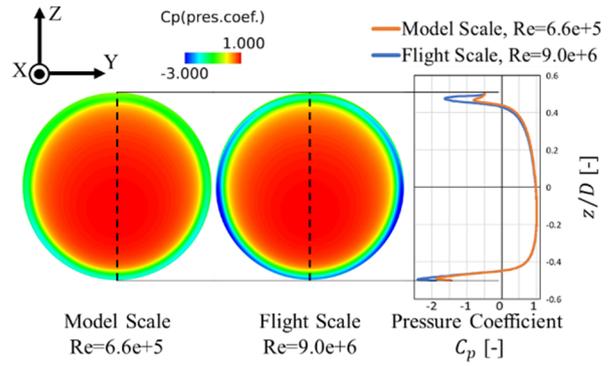
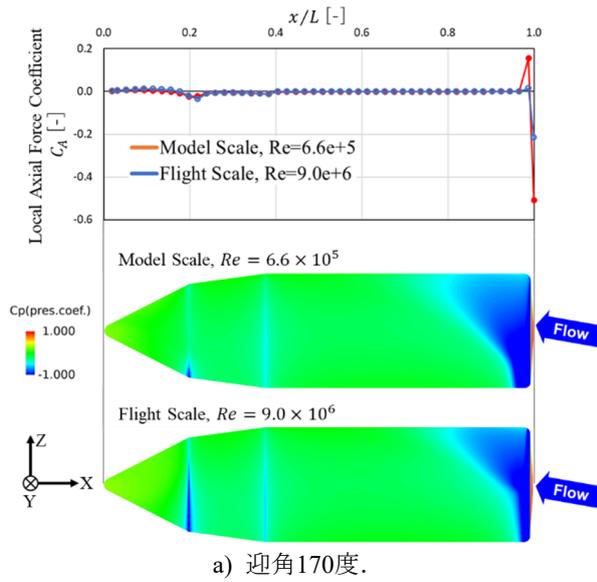
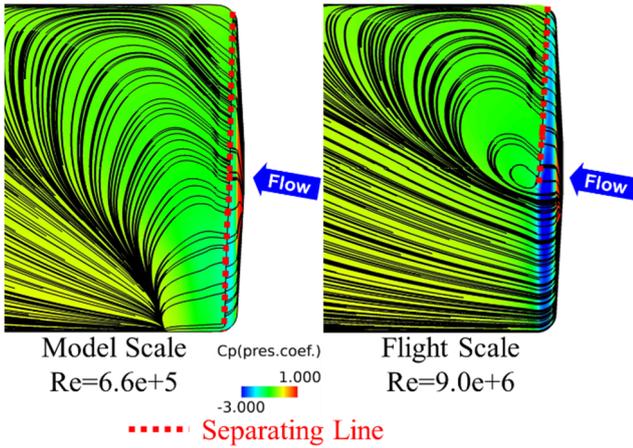
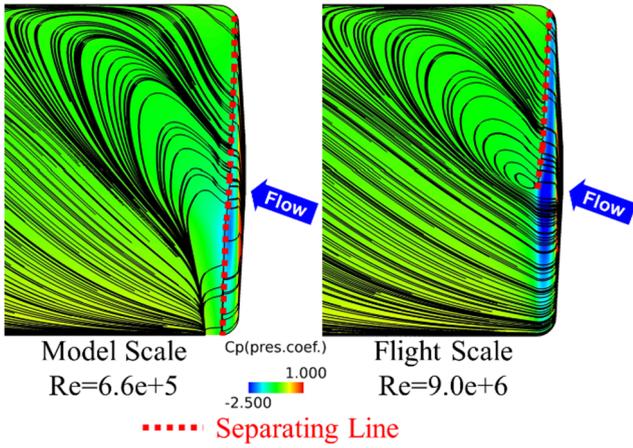


図10 ベース面の $C_p$ 分布(+X側).

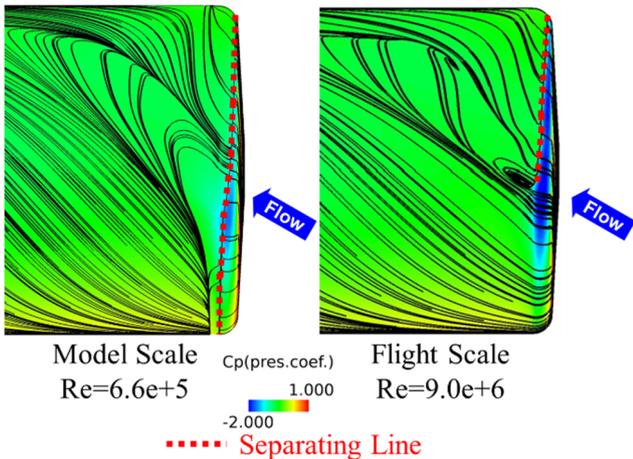
図9 表面 $C_p$ 分布(-Y側)と局所 $C_A$ 分布.



a) 迎角170度.



b) 迎角160度.

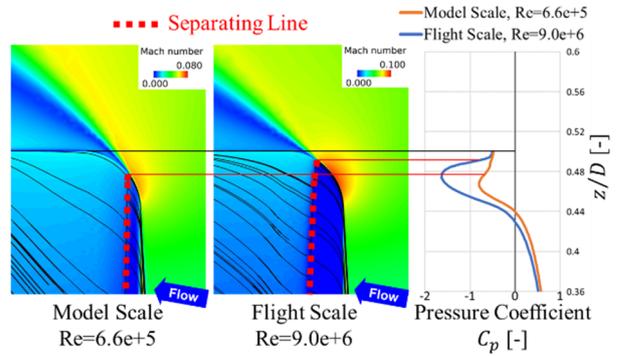


c) 迎角150度.

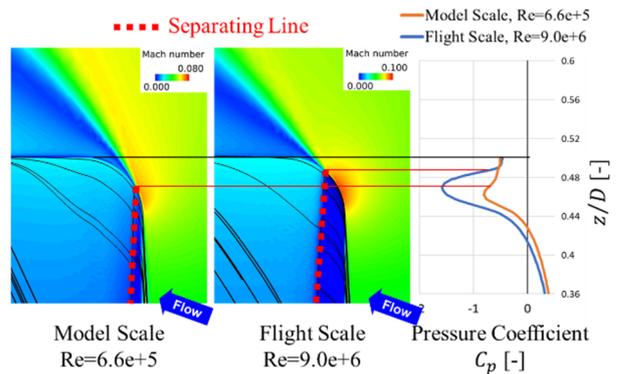
図11 ベース付近の $C_p$ 分布と表面流線(-Y側).  
赤破線はベースフィレット部分における剥離線を模式的に表示したもの.



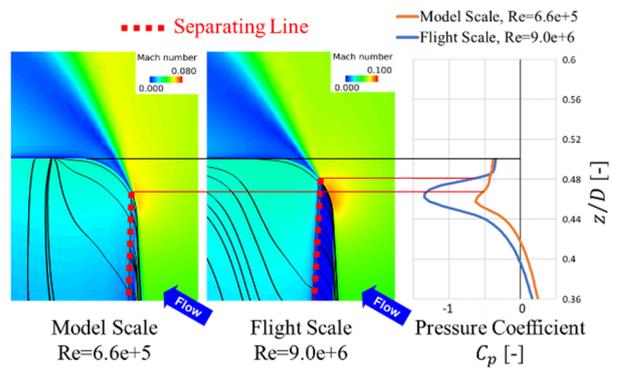
a) 可視化位置.



b) 迎角170度.



c) 迎角160度.



d) 迎角150度.

図12 風下側ベースフィレット部分の拡大図(-Y側).  
機体表面： $C_p$ 分布，表面流線，  
流れ場：Mach数分布．赤破線は剥離線を表す.

続いて、図10に+X側から見たベース面の $C_p$ 分布を示す。また、同図の右側に破線上の $C_p$ 分布をプロットしたグラフを表示している。この図から、いずれの迎角においても、実機スケールの方が強い低圧領域が形成されていることが確認できる。

次に、このときの剥離の状態を比較していく。図11に-Y側から見たベース付近の $C_p$ 分布と表面流線を示す。図中の赤破線はベースフィレット部分における剥離線を表す（著者が模式的に表示した）。この図から、模型スケールでは機体全周に渡って流れが剥離しているのに対し、実機スケールではベースフィレット部分で剥離しない領域が存在することが確認できる。剥離しない領域では、流れがフィレット部分を回り込む際に加速・膨張するため、強い低圧領域が形成されている。

また、図12に-Y側から見た風下側のベースフィレット部分の拡大図を示す（図12 a)に可視化位置を示している）。機体表面は $C_p$ 分布と表面流線、流れ場はMach数分布を表す。また同図の右側には図11に表示していた破線上の $C_p$ 分布のプロットを拡大したグラフを表示している。また、対称面（ $Y=0$ の面）上の剥離位置を赤い補助線によってグラフに投影している。この図から、実機スケールでは剥離する領域においても、その剥離位置は模型スケールに比べて下流側にあることが分かる。剥離位置が下流側に移行した分、実機スケールでは流れが加速・膨張し、比較的強い低圧領域が形成されている。

### 3.3. レイノルズ数の効果

最後に、レイノルズ数 $Re$ の変化が $C_A$ にどのような影響を与えるのか調査する。このために、一様流速 20 m/s、迎角 180 度を固定し、機体全長 $L$ のみを変化させた計算を実施した。図 13 に $|C_A|$ と $Re$ の関係を示す。このグラフから、 $Re = 7.6 \times 10^5$ よりもレイノルズ数が小さいケースでは、 $|C_A| = 0.45 \sim 0.49$ の範囲に収まり、おおよそ値が一定であることが分かる。一方、それよりもレイノルズ数を大きくすると、徐々に $|C_A|$ は小さくなり、実機スケール( $Re = 9.0 \times 10^6$ )では $|C_A| = 0.064$ となる。これはこのレイノルズ数の範囲に臨界レイノルズ数が存在する可能性を示唆している<sup>16)</sup>。

また、図14には各計算ケースの-Y側から見た流れ場のMach数分布を示す（ただし、d)  $Re = 2.2 \times 10^6$ 、e)  $Re = 4.4 \times 10^6$ のケースでは非対称流れになる）。この図から、 $|C_A|$ がレイノルズ数に対しほぼ一定であるa)  $Re = 8.9 \times 10^4$ 、b)  $Re = 4.4 \times 10^5$ 、c)  $Re = 7.6 \times 10^5$ のケースでは、ベースフィレット部分における剥離位置もほぼ一致していることが分かる。d)  $Re = 2.2 \times 10^6$ 、

e)  $Re = 4.4 \times 10^6$ のケースでは、レイノルズ数が大きくなるにつれて、剥離位置は下流側に移行する。そしてf)  $Re = 6.6 \times 10^6$ 、g)  $Re = 9.0 \times 10^6$ のケースでは剥離しなくなる。この2ケースでは $|C_A|$ の値がそれぞれ、0.067、0.064となり、こちらもレイノルズ数に対しほぼ一定値をとる。

以上より、今回調査したレイノルズ数域( $Re = 8.8 \times 10^4 \sim 9.0 \times 10^6$ )において、レイノルズ数とベースフィレット部分における剥離位置、そして軸力係数の大きさ $|C_A|$ の関係が次のように明らかとなった。

- 風洞試験 $Re$ ～実機スケール $Re$ の間（図14 c～f)で、ベースフィレット部分における剥離位置が大きく変動する。
- ベースフィレット部分における剥離位置が下流側に移行すると、 $|C_A|$ は小さくなる（前節における模型スケールと実機スケールの軸力の違いは、こうして生じていた）。

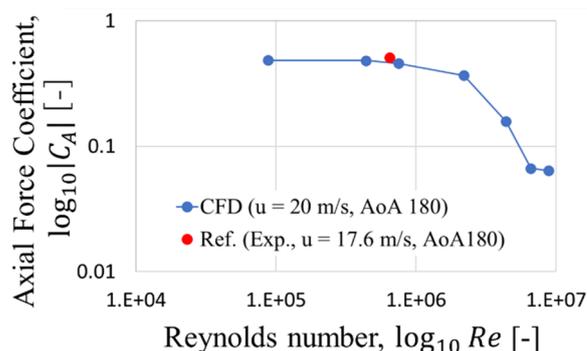


図13 レイノルズ数と軸力係数の関係。

参考値として風洞試験の結果も表示している。

## 4. 結論

本研究では、再使用ロケットRV-Xの形状で、風洞試験及び模型スケール、実機スケールの数値流体解析を実施し、迎角150～180度における軸力特性の比較と考察を行った。また、機体全長 $L$ のみを変更することで、レイノルズ数と軸力係数 $C_A$ の関係を調査した。以下に知見をまとめる。

- 迎角150～180度において風洞試験と模型スケール計算の空力特性は良好に一致したものの、実機スケール計算の空力特性はこれらと一致しないことが確認された。特に実機スケールの軸力係数は風洞試験結果に比べて、最大で約87%低下することが分かった。迎角150～180度における軸力はベース側からの帰還飛行を行う際、空気力学的な

ブレーキとして重要であるため、軸力特性に差異が生じるメカニズムを調査した。

- 模型スケールと実機スケールの局所 $C_A$ 分布比較から、 $C_A$ の差異の主な要因はベースフィレット部分にあることが分かった。
- ベース付近の詳細な可視化結果比較から、実機スケールの $|C_A|$ が、風洞試験及び模型スケールの $|C_A|$ より小さくなるメカニズムは以下のように説明できることが分かった。
  - ① レイノルズ数が多い実機スケールでは、剥離しない、あるいは剥離位置が下流側に移行する。
  - ② これにより、流れがベースフィレット部分を回り込む際に加速・膨張し、強い低圧領域が形成される。
  - ③ 低圧領域によって $|C_A|$ を小さくする方向に力が働く。
- レイノルズ数と軸力係数 $C_A$ の関係を調査したことで、風洞試験 $Re$ ～実機スケール $Re$ の間で、ベースフィレット部分における剥離位置が大きく変動することが確認できた。

## 謝辞

本研究は、JAXA のスーパーコンピュータ JSS3、及び FaSTAR、MEGG3D を用いて計算を行った。また風洞試験は ISAS/JAXA の惑星環境風洞を用いて実施した。紙面を借り謝意を表す。

## 参考文献

- 1) Ogawa, H., Nonaka, S., and Inatani, Y.: A Concept and Its Aerodynamic Design of a Sub-Orbital Reusable Rocket, 34th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, Portland, USA, AIAA Paper 2004-2538, 2004.
- 2) Ogawa, H. *et al.*: Reusable Sounding Rocket, Int. J. Microgravity Sci. Appl., 33(3), 2016.
- 3) Kimura, T., *et al.*: Reusable Rocket Engine: Firing Tests and Lifetime Analysis of Combustion Chamber, J. Propulsion and Power. 32(5), 2016.
- 4) 野中聡: 再使用ロケット実験機の現状, 第5回宇宙太陽発電シンポジウム, 2020.
- 5) 野中聡, 中村隆宏, 稲谷芳文: 再使用ロケットの帰還飛行における空気力学, 第48回流体力学講演会/第34回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2C02, 2016.

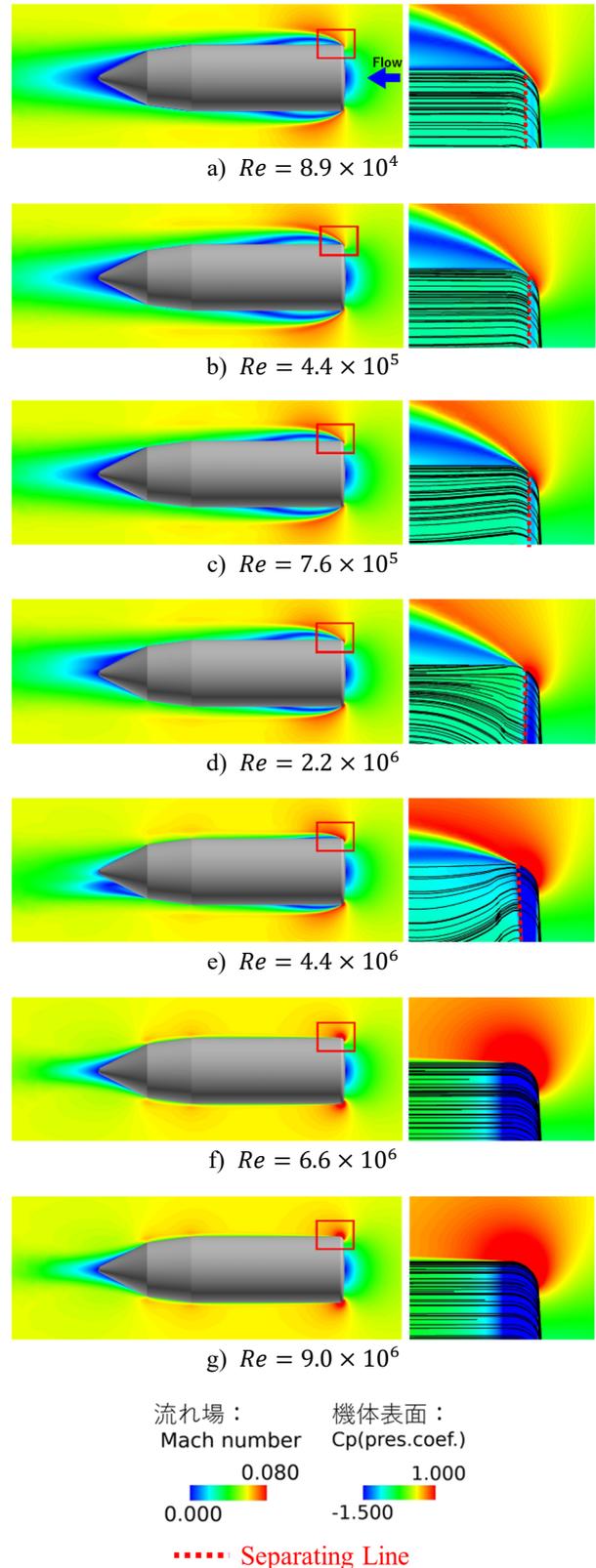


図14 流れ場のMach数分布(-Y側). 左側は機体全体の周囲の流れ場を表し、図中の赤枠部分の拡大図を右側に表示している。右側の図中の機体表面は $C_p$ 分布を表す。赤破線はベースフィレット部分における剥離線を模式的に表示したもの。

- 6) Takagi, Y., *et al.*: Numerical Study on Aerodynamic Characteristics of Slender-bodied Reusable Rockets Using Fins and Vortex Flaps at Very High Angles of Attack, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, 18(1), 2020.
- 7) Hashimoto, A. *et al.*: Toward the Fastest Unstructured CFD Code “FaSTAR”, *AIAA Paper 2012-1075*, 2012.
- 8) Burg, C. O. E.: Higher Order Variable Extrapolation for Unstructured Finite Volume RANS Flow Solvers, *AIAA Paper 2005-4999*, 2005.
- 9) Shima, E. and Kitamura, K.: Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds, *AIAA J.*, 49 (2011), pp.1693-1709.
- 10) Mavriplis, D. J.: Revisiting the Least-Squares Procedure for Gradient Reconstruction on Unstructured Meshes, *AIAA Paper 2003-3986*, 2003.
- 11) Venkatakrishnan, V.: Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters, *J. Comput. Phys.*, 118(1995), pp. 120-130.
- 12) Kitamura, K., Shima, E., Fujimoto, K., and Wang, Z. J.: Performance of Low-Dissipation Euler Fluxes and Preconditioned LU-SGS at Low Speeds, *Comm. Comput. Phys.*, 10 (2011), pp. 90-119.
- 13) Dacles-Mariani, J., Kwak, D., and Zilliac, G.: On Numerical Errors and Turbulence Modeling in Tip Vortex Flow Prediction, *Int. J. Numer. Meth. Fluids*, 30 (1999), pp. 65-82.
- 14) Aupoix, B. and Spalart, P. R.: Extensions of the Spalart-Allmaras Turbulence Model to Account for Wall Roughness, *Int. J. Heat Fluid Flow*, 24 (2003), pp. 454-462.
- 15) Ito, Y., "Challenges in Unstructured Mesh Generation for Practical and Efficient Computational Fluid Dynamics Simulations," *Computers & Fluids*, vol. 85, pp. 47-52, 2012.
- 16) Schlichting, H., and Gersten, K., "Boundary-Layer Theory," Springer, 1955.