

補助翼が付いた再使用観測ロケットの C_N, C_{Mp} 特性に関する研究

東京理科大院 桐迫 啓誠
ISAS/JAXA 藤井 孝藏
ISAS/JAXA 大山 聖
ISAS/JAXA 野中 聡
東京理科大 山本 誠

1. 緒言

将来宇宙輸送システムの1つの形態として、垂直離着陸型再使用ロケットシステムが考えられている。このシステムは大規模な地上設備の必要がないこと、地上での効率的な運用が期待できることなどの点において他の将来宇宙輸送システムに比べ有利であると考えられ、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部(ISAS)では小型の再使用ロケット実験機(RVT)を製作し、離着陸実験を行ってきた(Fig.1)。また、現在 ISAS では気象観測などを目的とした高度 100km まで上昇可能な再使用観測ロケットシステムの研究開発^[1]が行われている。



Fig.1: RVT の飛行試験

この再使用観測ロケットシステムの設計においては、上昇時の空気抵抗を最小化することはもちろん、安全確保のため一定のダウンレンジ(飛行距離)を確保することが必要であり、ノーズエントリ・ベースランディング型の飛行方法の採用や細長機体形状の採用、補助翼の採用などが考えられている。

ノーズエントリ・ベースランディング型の飛行方法を採用した場合、着陸前に機体を反転させる必要があるが、反転を行う際にどのような空力特性を示すのか、

また、どのような機体形状や補助翼形状にすればよいのかといったことを理解することはとても重要となる。過去のわれわれの研究^[2]では、アポロ形状について、さまざまなマッハ数・迎角における空力特性を数値流体力学を用いて明らかにし、データベースを構築してきた。しかしながら、補助翼付き細長機体形状のロケットの反転時の空力特性についてはデータベースを作成しておらず、十分にはわかっていない。現在、空力特性を把握するため JAXA の風洞を用いた実験が行われているが、実験では形状のパラメトリックスタディの範囲に限界があり、また、大迎角時にスティングの影響が大きくなるといったことや、流れ場の詳細がわからないといった欠点がある。

以上のことから我々のグループでは、補助翼付き細長機体形状の機体反転時の空力特性の把握と機体周りの流れの理解、および形状のパラメトリックスタディを目的として、CFD を用いた研究を行っている。本論文では、現在 ISAS 内で候補のひとつとして考えられている補助翼付き細長機体形状の風洞模型(Fig.2)について CFD 計算を行い、ピッチングモーメント特性、垂直力特性および関連する機体周りの流れ場について考察を行ったのでその報告を行いたい。また、補助翼なし形状との比較を行い、補助翼が機体空力特性や機体周りの流れ場に与える影響についても考察を行う。

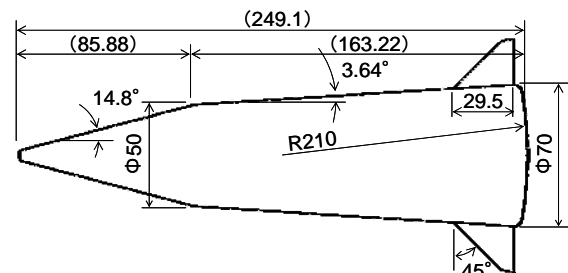


Fig.2: 現在 ISAS 内で考えられている補助翼付き細長機体実験形状 (単位 : mm)

2. 数値計算手法

2.1. 各種定義

座標、迎角、空気を Fig.3 のように定義した。迎角の基準を機体中心軸にとり、機体正面から流れがくる向きを迎角 $\alpha = 0$ [deg] とした。空力係数における代表長さ、代表面積は機軸方向からみた最大直径、最大投影面積とした。ピッチングモーメント係数 C_{Mp} は重心位置（胴体長 60%）を基準として算出した。

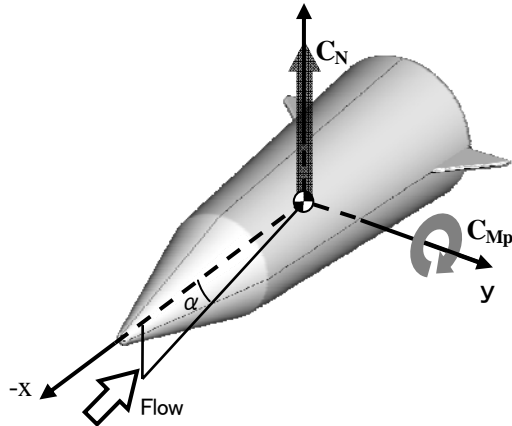


Fig.3: 座標軸，迎角および各物理量の定義

2.2. 支配方程式および数値解法

基礎方程式には 3 次元圧縮性 Thin-Layer Navier-Stokes 方程式を用いた。流れ場は左右対称であるとし、半裁計算をおこなった。対流項の離散化には SHUS^[3]を MUSCL 法^[4]により 3 次精度化したものを用いた。また、時間積分は ADI-SGS 陰解法を用いて行った。全ての空力係数は数値解析結果を時間平均して算出した。乱流モデルは Baldwin-Lomax モデル^[5]を用いた。解析に用いる一様流条件は運用で想定される高度、流速、経路を元に Table 1 のように設定した。

Table 1: Flow conditions.

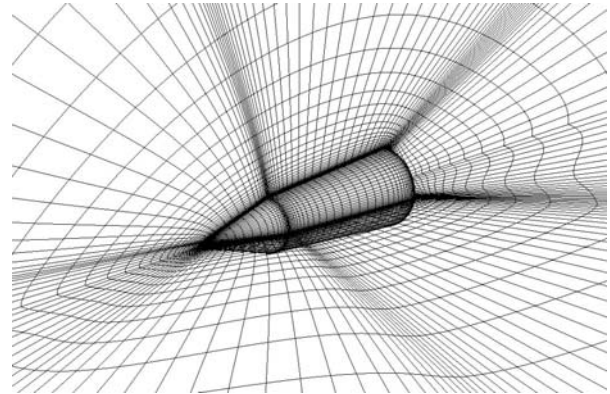
Mach number	0.3
Re number(最大直径基準)	1.0×10^7
Angle of Attack	0-140 [deg]

テーブルに出てくる言葉は過去の宇宙航行の原稿をチェックして、英語か日本語に統一してください。

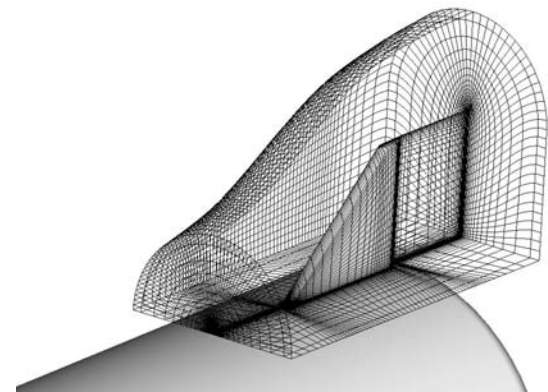
2.3. 計算格子

計算格子は胴体周りと、補助翼周りに別々に作り重合格子法を用い計算を行った。胴体周りの計算格子は胴体の半裁に対して流れ方向に 163 点、周方向には 73 点、壁面から外側の境界までには 116 点を取り、合計約

138 万点とした。翼回りの計算格子は流れ方向に 117 点、周方向に 121 点、壁面から外側の境界まで 40 点と



(a) 胴体周り



(b) 補助翼周り

Fig.3: 格子分布

り、合計約 57 万点とした。計算格子は胴体の最大直径が 1.0 となるように無次元化されている。物体から離れる方向(ζ)の最小格子幅は、 2.5×10^{-5} ($= 0.08/\sqrt{Re}$) 程度とし、外部境界の広さは最大直径の 85 倍をとった。Fig.3 に使用した機体周りの格子分布を示す。

3. 結果および考察

3.1. 補助翼による C_{Mp} 特性変化

機体の反転においてピッチングモーメント係数 C_{Mp} は重要な空力特性である。機体をゆっくりと反転させる必要があるため、 C_{Mp} 値はゼロに近いほうが良く、また、急激な変化も避ける必要がある。

Fig.5 に計算で得られた迎角に対する C_{Mp} 変化を示す。補助翼付形状は迎角 80[deg] 付近までは C_{Mp} が 0 に近い値をとっており、補助翼を付けることにより制御しやすくなっていることが分かる。

また、補助翼付形状について、補助翼に加わるモーメントを除いた胴体みの C_{Mp} 分布(補助翼あり(胴体))をみると、補助翼を取り付けることにより、胴体

Fig.6:補助翼あり形状と補助翼なし形状の流れ場構造の比較
(迎角 60[deg], 速度勾配テンソルの第2不変量の等値面上圧力分布と機体表面流線)

の空力特性も大きく変化していることが分かる。このことから、補助翼付形状の空力特性は胴体と補助翼にかかる空力特性の線形結合では議論することはできないことが分かる。

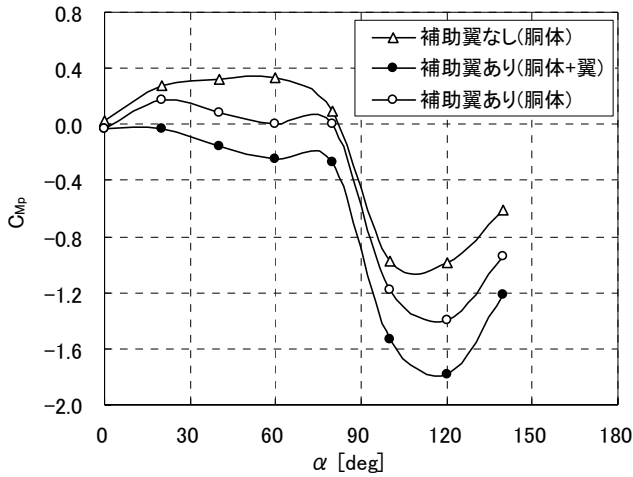
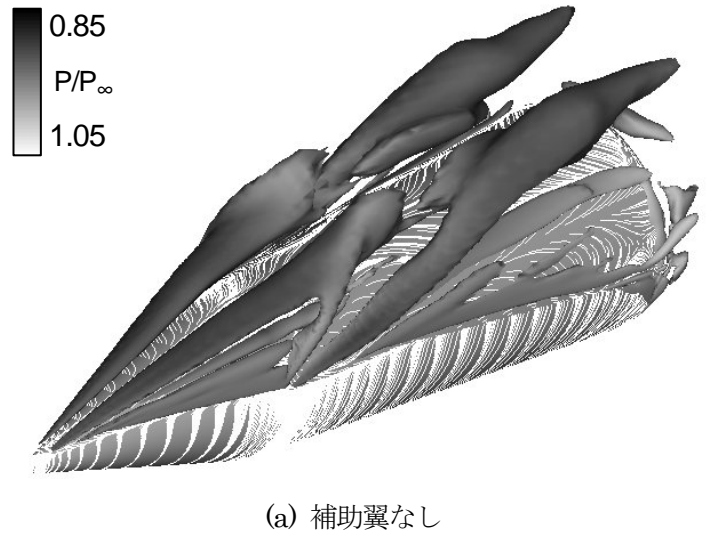


Fig.5: 迎角 α に対する C_{Mp} 分布の比較

3.2. 機体周りの流れ場構造

次に補助翼あり・なしでピッチングモーメント係数に大きな違いが出た迎角 60[deg]の条件について、機体周りの流れ場の考察を行う。Fig.6 は補助翼あり・なしでの機体表面流線と速度勾配テンソルの第2不変量の等値面に圧力分布を示したものである。

どちらの形状についても機体の先端部から流れが剥離し強い2対の渦が生じる。また、機体キック部からも、2つ目の強い渦が生じる。迎角が小さいときは2つの渦は1つとなるが、迎角が大きくなるにつれ2つの渦は別々となる。この基本的な流れ構造は補助翼あり・なしに関わらず一致しているが、補助翼あり形状ではキック部より生じた渦がより下流側にまで維持されている。これは補助翼の影響で翼背後の負圧領域が増し、渦の強さが維持されるからではないかと推測される。これにより空力特性に大きな違いが生じていると考えられる。



3.3. 断面空力係数の機軸方向分布

次に 3.2 節で考察した流れ場の違いが、空力係数にどのように影響を与えているのか考察するため、次のような空力係数を定義し議論を行う。

$$C_n = \frac{f_z(x)}{q_\infty S_{ref}}$$

$$C_{mp} = \frac{m(x)}{q_\infty S_{ref} L_{ref}}$$

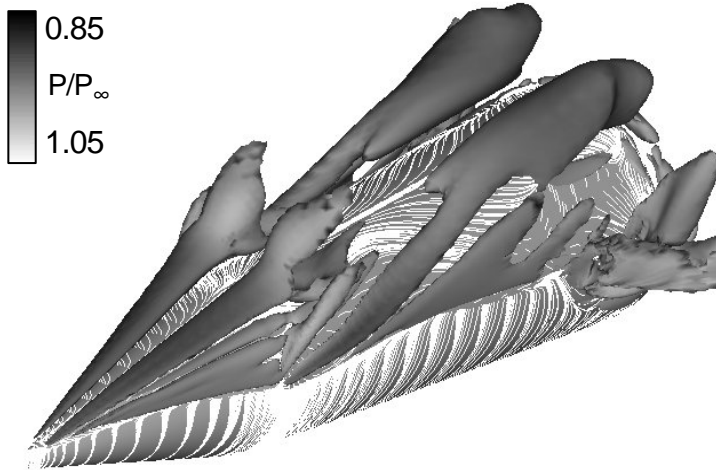
ここで、

$$C_N = \frac{1}{L_{ref}} \int C_n dx$$

$$C_{Mp} = \frac{1}{L_{ref}} \int C_{mp} dx$$

代表長さ L_{ref} 、代表面積 S_{ref} は機軸方向での最大直径、最大投影面積、 q_∞ は一様流動圧、 $f_z(x), m(x)$ は機軸方向での任意断面に働く機軸方向に垂直な上向きの力とモーメントである。任意断面から重心までの距離 $l(x)$ を用いことにより $m(x) = f_z(x) \times l(x)$ と表すことができる。

Fig.7 は迎角 60[deg]での胴体部（補助翼を除く）の C_n の機軸方向分布（横軸：胴体長を代表長さ L_{ref} で無次元化）を示したものである。補助翼がある場合も無い場合も、胴体部全体にかかる C_n 分布には背面部の影響が大きいことが分かる。



(b) 補助翼あり

下流側に広がっている。迎角 60[deg]での補助翼あり・なしでの C_{Mp} 値の違いは機体後方での影響が大きいことが分かる。

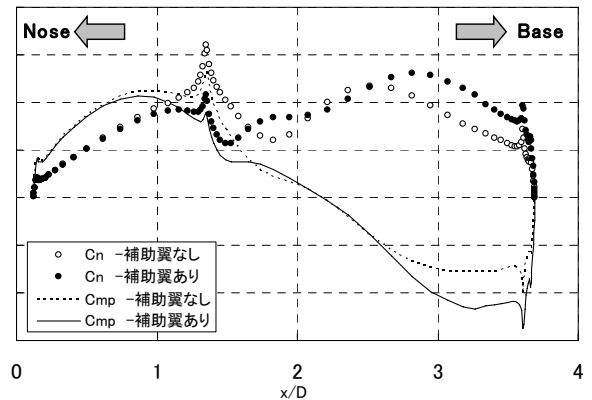
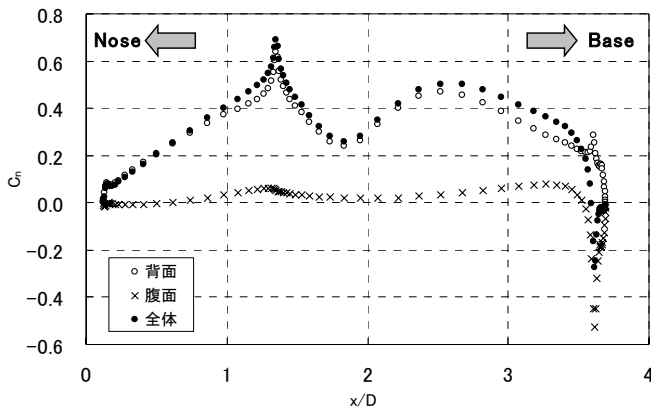
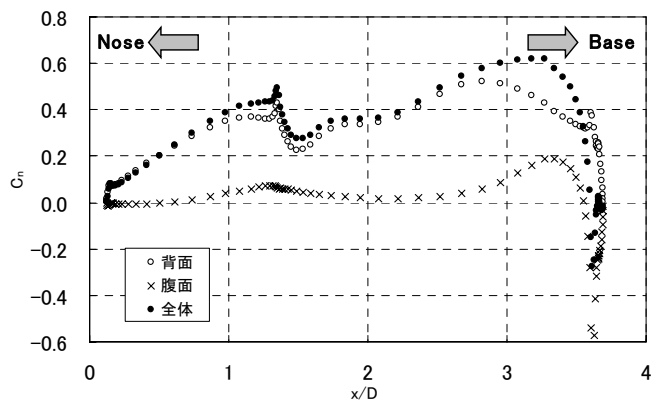


Fig.8: 背面部における C_n, C_{Mp} の機軸方向分布



(a) 補助翼なし



(b) 補助翼あり

Fig.7: C_n の機軸方向分布

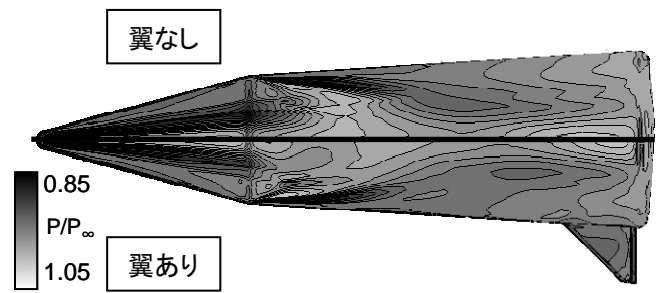


Fig.9: 背面部の圧力分布 (上:翼なし,下:翼あり)

3.4. 結言

機体の空力特性および機体周りの流れ場の考察を行った。迎角 80[deg]付近までは補助翼をつけることにより反転時の制御がしやすくなることが分かった。また、迎角 80[deg]より高迎角では補助翼無形状に比べ反転に大きな力が必要であることが分かった。また補助翼を取り付けることにより胴体の空力特性も変化するため、補助翼付形状の空力特性は胴体と補助翼の空力特性の線形結合で議論することができないことが分かった。また、補助翼あり・なしでの機体周りの流れ場構造は定性的には一致していることが分かった。迎角 60[deg]付近で最大となる。補助翼あり・なしでの C_{Mp} 値の違いは機体背面部後方での剥離渦の影響が大きいことが分かった。

References

[1] Ogawa, H., Nonaka, S., Naruo, Y., Inanatani, Y., Taniguchi, H, and Aoki, H., "A System Design of Reusable Sounding Rocket," 24th International Symposium on Space Technology and Science, 2004.

Fig.8, 9 は補助翼付形状、無形状での圧力分布、 C_n, C_{Mp} 分布 (迎角 60[deg], 背面部) を比較したものである。これより機体先端部ではあまり C_n 分布が変化せず、機体下流側での変化が大きいことが確認できる。圧力分布を見ても補助翼つきの場合、負圧領域が機体

- [2] Fujimoto, K., Fujii, K. and Tsuboi, N., "CFD Prediction of the Aerodynamic Characteristics of Capsule-Like Configurations for the Future SSTO Development," AIAA Paper 03-0912, 2003
- [3] Shima E. and Jounouchi T., "Role of CFD in Aero-nautical Engineering (No14) -AUSM type Upwind Schemes-," Proceedings of the 14th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics, pp. 7-12., 1997
- [4] van Leer, B., "Toward the ultimate Conservative Difference Scheme.4," Journal of Computational Physics, 23, pp. 276-299(1977).
- [5] Baldwin B. and Lomax H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-257, Jan, 1978.