

2A07 スペースプレーン設計に向けた 広いマッハ数におけるEuler解析の適用

○加藤悠之, 佃絢太, 佐々木大輔（大阪公立大学）
高橋俊, 古賀勝, 谷香一郎, 磯野達志, 竹腰正雄（JAXA）

Application of Numerical Flow Analysis Based on the Euler Equations
toward Wide Mach Number Range for Spaceplane Design

Haruyuki Kato, Kenta Tsukuda, Daisuke Sasaki (Osaka Metropolitan University),
Shun Takahashi, Masaru Koga, Kouichiro Tani, Tatsushi Isono and Masao Takegoshi (JAXA)

Key Words : Compressible Flow, CFD, Shock Wave

Abstract

Spaceplanes are expected to be the next-generation space transportation vehicles. Since the spaceplane is designed for subsonic flight speed during horizontal takeoff and landing to hypersonic flight speed, aerodynamic analyses in a wide range of Mach numbers are necessary for the design. In this study, the validity of numerical flow analysis based on the Euler equations was verified in order to apply it to a wide range of Mach numbers. As a result, it was confirmed that the analytical results generally agreed with the experimental results. In addition, the waverider was also analyzed, and it was found that a higher lift-to-drag ratio is obtained for thinner shapes, and that there are issues with longitudinal stability in the subsonic range.

1. 緒言

次世代の宇宙輸送機として有翼形態の機体が構想されている。有翼形態の再使用型宇宙往還機は、別名スペースプレーンとも呼ばれ、ロケット機体と異なり、航空機のような水平離着陸が想定されていることが大きな特徴である。近年では、実現性を踏まえて、TSTO（Two Stage to Orbit）と呼ばれる二段式宇宙往還システムの研究が盛んに行われている。その1段目であるブースター段の候補として高揚抗比が実現可能なWaverider形状¹⁻³⁾など、さまざまな機体が広く検討されている。

今村らが行ったTSTO（Two Stage to Orbit）型宇宙輸送機の複合領域最適化に関する研究では、二段目分離前のみに注目しても、3 deg 程度から16 deg 程度までの迎角条件、かつ亜音速域から極超音速域まで最適解の飛行経路が及んでいる⁴⁾。このことから、広いマッハ数域および広い迎角条件における空力特性の予測が必要であると理解される。森田ら是有翼二段式宇宙輸送機の一段目機体モデルを対象として、パネル法や修正ニュートン流ソルバを用いた簡易空力評価法と、Navier-Stokes方程式を数値的に解くCFD解析にてそれぞれ空力性能を計算し、その結果を比較したが、ピッチングモーメント係数やマッハ数2付近における揚力係数と抗力係数の簡易空力評価法による予測が難しいことが指摘されている⁵⁾。パネル法

などの簡易空力評価法は計算コストの面で優れているが、先述のようにEuler方程式やNavier-Stokes方程式を数値的に解くようなCFD解析に比べると精度の面で劣る。

スペースプレーンの設計問題において、多様な飛行条件に対する空力解析手法として採用されるのは、パネル法などの簡易空力評価法が一般的であった。しかし、設計に適用するためには、亜音速域から極超音速域まで広いマッハ数域での空力性能を精度良く予測することが求められる。そこで本研究では、Euler方程式を数値的に解くCFD解析の適用に向けて、かつて空力試験が行われたスペースプレーンモデルであるNALO次形状を対象に解析を行う。亜音速から極超音速までの広いマッハ数域かつ広い迎角条件にて粘性(RANS)解析と非粘性(Euler)解析を実施する。飛行解析に必要な空力係数 C_D , C_L , C_M の予測結果を実験結果と合わせて評価することで、解析の妥当性について検証を行う。加えて、厚さの異なる3種類のWaverider形状を対象として実際にEuler解析を適用し、その空力性能について検討する。

2. 解析手法

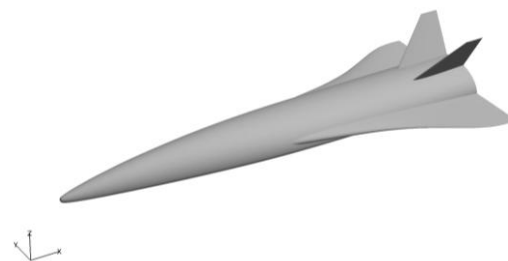
2. 1. 数値解析手法

流体解析ソルバとしてJAXAの開発した圧縮性流体解析ソルバであるFaSTAR⁶⁾を用いて、定常解析を行う。FaSTARは離散化手法として有限体積法が用いられており、セル中心版とセル節点版が用意されているが、ここではHexaGrid製格子を使用するためセル中心版を用いる。本研究ではEuler解析とRANS解析を行うが、Euler解析では3次元非粘性圧縮性Euler方程式を、RANS解析では3次元圧縮性Navier-Stokes方程式を支配方程式とする。なお、RANS解析については乱流モデルとしてSplart-Allmaras-noft2-R (SA-noft2-R)^{7,8)}を用いる。Euler解析とRANS解析に共通する解析手法について、時間積分法にはLU-SGS法⁹⁾を、非粘性流束計算にはSLAU2スキーム^{10,11)}を、勾配計算法にはGreen-Gauss(GG)法¹²⁾を、制限関数にはminmodのリミッタを用いる。また、流束再構築法にはMUSCL法¹³⁾ ($\chi = 0.0$)を用いて、空間2次精度に高次精度化する。

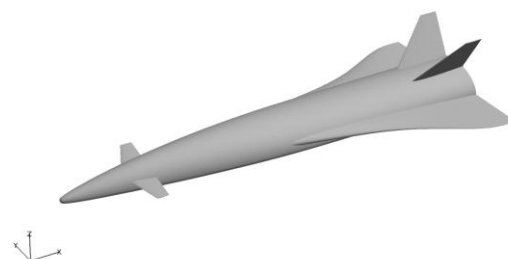
2. 2. 解析対象と解析条件

解析検証の計算対象として、NAL0次形状^{14,15)}を扱う。この機体は、航空宇宙技術研究所(現JAXA)において、スペースプレーンの実現に向けて検討された試験形状である。このNAL0次形状に関しては、渡辺らによる空力試験結果の技術レポート¹⁴⁾が残されており、Nomuraらによる試験結果の報告¹⁵⁾も存在する。モデル形状を図1に示す。飛行マッハ数により、機体前方側部カナードの展開が想定されていた。空力試験もその想定に沿って実施されており、極超音速域飛行を想定した試験ではカナード無しの形状で、それ以外の速度域ではカナード付きの形状で試験が行われた¹⁵⁾。

本研究ではこれらの実験条件を踏まえて、カナード無しの形状にてマッハ数 7.1 の解析を、カナード付きの形状にてマッハ数 4.0, 2.0, 1.1, 0.8 の解析を実施する。ただし、今回の解析モデルの作成に際し、文献中の三面図より作成したこと、カナードに関しては詳細の記述が無いことから実際のモデルを再現できていない可能性がある。迎角 α については $-10 \leq \alpha \leq 22 \text{ deg}$ の範囲にて 4 deg 刻みで計9条件設定する。初期条件については、一様流条件または、前の迎角における計算結果から速度ベクトルを迎角変更分だけ回転させて与える。また、空力係数算出方法について、代表面積は翼面積で、代表長さは平均空力翼弦で、ピッチングモーメント係数算出におけるモーメント中心位置は全長の70%位置で設定する¹⁴⁾。



(a) カナード無し形状



(b) カナード付き形状

図 1 NAL0 次形状

2. 3. 計算格子と境界条件

カナード有無の違いによる2種類の形状に対して、それぞれ4つの格子にて解析を行う。4つのうち3つはEuler解析に用いる格子(Coarse, Medium, Fine)で、格子サイズが異なる。他1つは物体表面にプリズム格子を配置したRANS解析に用いる格子(Prism)である。カナード無し形状機体前縁付近の格子を図2に示し、格子の諸元を形状ごとにそれぞれ表1、表2に示す。なお、最小セルサイズについては、機体全長を300 mmとしたときの大きさである。これらの格子は全てJAXAが開発した格子生成ツールHexaGrid¹⁶⁾を用いて作成された格子である。計算領域は直方体形状であり、直方体の六面体セルを主とした非構造ハイブリッド格子である。

外部境界条件について、流出面のみ外挿条件で与え、それ以外については一様流条件で与える。また、解析対象の物体表面について、Euler解析では滑り壁条件に、RANS解析では滑り無し断熱壁条件に設定する。

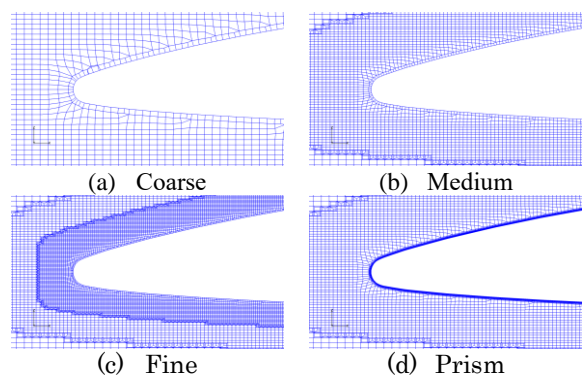


図 2 機体前縁の格子図(カナード無し形状)

表 1 解析格子の諸元 (カナード無し形状)

Grid	Number of cells	Number of nodes	Min.cell volume [mm ³]
Coarse	3.58×10 ⁶	2.86×10 ⁶	5.85×10 ⁻²
Medium	9.80×10 ⁶	8.08×10 ⁶	5.22×10 ⁻³
Fine	3.12×10 ⁷	2.64×10 ⁷	6.54×10 ⁻⁴
Prism	1.22×10 ⁷	1.05×10 ⁷	1.05×10 ⁻⁵

表 2 解析格子の諸元 (カナード付き形状)

Grid	Number of cells	Number of nodes	Min.cell volume [mm ³]
Coarse	3.69×10 ⁶	2.94×10 ⁶	2.20×10 ⁻²
Medium	1.02×10 ⁷	8.41×10 ⁶	2.33×10 ⁻³
Fine	3.24×10 ⁷	2.74×10 ⁷	4.71×10 ⁻⁴
Prism	1.52×10 ⁷	1.38×10 ⁷	1.20×10 ⁻⁸

2. 4. Waverider形状の解析

NAL0 次形状の他、厚みの異なる 3 種類の Waverider 形状について、Euler 解析を適用して解析を行う。3 種類の形状について、本文では薄い形状から順にモデル 1, 2, 3 と番号付けする。いずれのモデルも機体後縁が最大厚さとなっており、全長 L に対する最大厚さ t_{\max} の比 t_{\max}/L は順に 0.036, 0.131, 0.240 となっている。モデル形状を図 3 に示す。

解析手法について、支配方程式は 3 次元非粘性圧縮性 Euler 方程式として、非粘性流束計算法などの解析手法や境界条件、初期条件などは NAL0 次形状の Euler 解析条件と同様に設定する。HexaGrid により作成した解析に用いる格子の諸元を表 3 に示す。なお、格子の基準長に関する情報として、機体全長を 1 とする。また、空力係数算出における代表長さは機体全長とし、代表面積は上面投影面積とする。

解析条件について、マッハ数 M については 0.3, 0.8, 1.1, 2.0, 4.0, 6.0 の計 6 条件設定し、迎角 α については $-22 \leq \alpha \leq 22 \text{ deg}$ の範囲にて 4 deg 刻みで計 12 条件設定する。

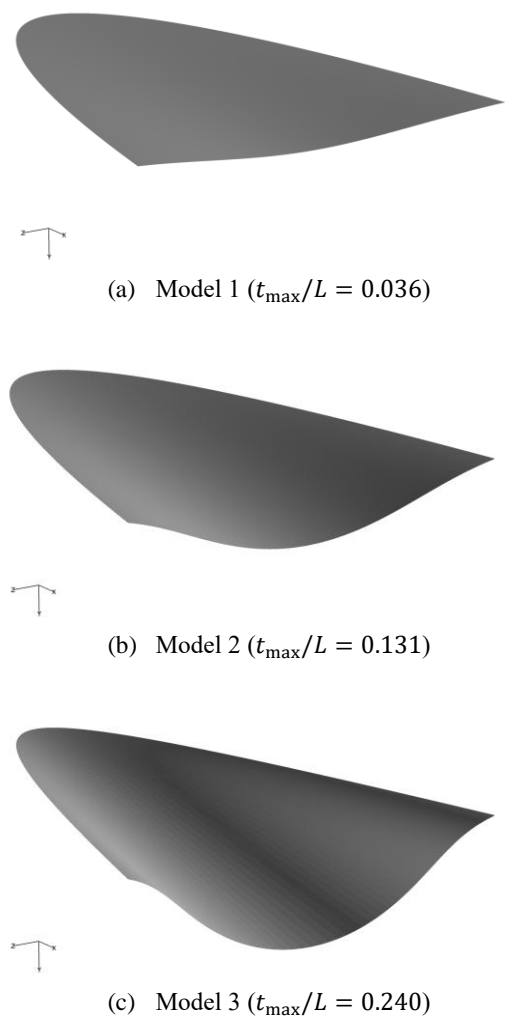


図 3 Waverider 形状 (下からの俯瞰図)

表 3 解析格子の諸元 (Waverider 形状)

Model No.	Number of cells	Number of nodes	Min.cell volume
1	1.08×10 ⁷	8.58×10 ⁶	2.41×10 ⁻¹¹
2	1.20×10 ⁷	9.68×10 ⁶	5.54×10 ⁻¹¹
3	1.35×10 ⁷	1.10×10 ⁷	2.37×10 ⁻¹¹

3. 解析結果と考察

3. 1. カナード無しNAL0次形状

カナード無しモデルを対象に、 $M = 7.1$ での解析を行った。抗力係数 C_D を図4に、揚力係数 C_L を図5に、ピッチングモーメント係数 C_M を図6に示す。なお、ピッチングモーメント係数 C_M については頭上げ方向を正とする。また、グラフには実験結果¹⁴⁾もあわせて示す。RANS解析の $\alpha = 22 \text{ deg}$ 条件については、負の圧力または密度が発生して、計算が発散してしまったため結果が存在しない。

抗力係数 C_D について、RANS解析の結果は実験値の結果とよく一致しており、3つのEuler解析の結果はこれらより少し小さく評価していることがわかる。Euler解析では粘性を考慮していない影響が表れていると考えられる。

揚力係数 C_L については、Euler解析、RANS解析結果ともに実験値との良好な一致を示している。ピッチングモーメント係数 C_M についても、定性的には一致しており、 $C_M = 0$ となる迎角も概ね一致していることから、定性的評価は十分に行えると考えられる。

一方、高迎角条件において、格子ごとに揚力係数 C_L とピッチングモーメント係数 C_M の結果が少し異なっている。図7に示す対称断面における圧力係数分布より、粗い格子ほど機体下面前方における圧力を低く評価していることがわかり、これにより揚力と頭上げ方向のモーメントを小さく評価していると考えられる。このことは、機体前縁から発生する衝撃波の解像度に起因すると考えられ、格子依存性が表れた結果である。

関連して、それぞれの解析による計算資源使用量を表4に示す。Fine格子の解析はMedium格子の解析と比較して約3.2倍の計算資源を要している。このように、細かい格子ほど計算コストは増加するため、空力性能の予測精度と計算コストとはトレードオフの関係にある。要求される予測精度と計算コストの制約を踏まえ、格子密度を設定することが望ましい。また、RANS解析にかかる計算資源について、Prism格子と同程度の格子数であるMedium格子を用いたEuler解析と比較すると約1.7倍の計算資源を要している。空力係数予測の高精度化を狙う場合、抗力係数 C_D の不一致を踏まえると、格子を細かくしてEuler解析を実施するよりも、同程度の格子でRANS解析を行うべきであるといえる。

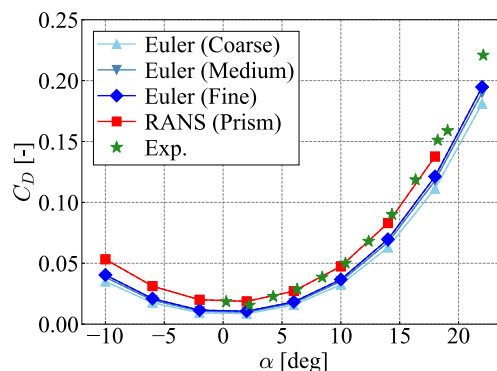


図4 抗力係数 C_D ($M = 7.1$)

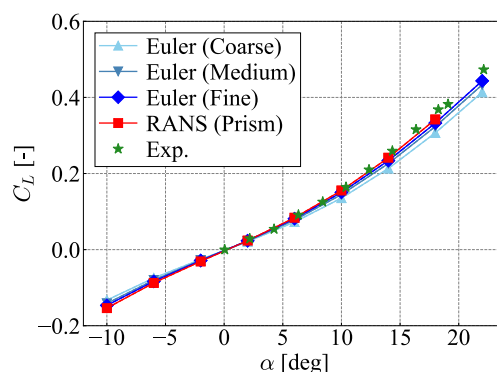


図5 揚力係数 C_L ($M = 7.1$)

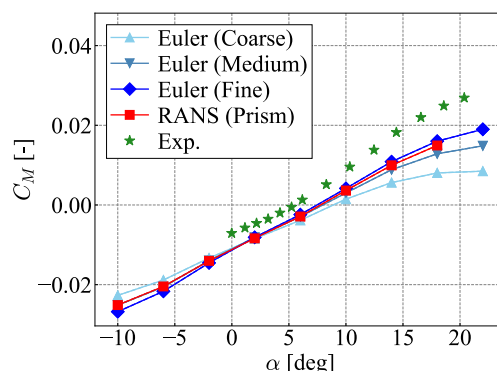


図6 ピッチングモーメント係数 C_M ($M = 7.1$)

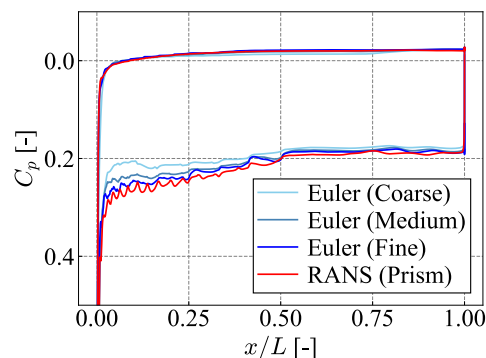


図7 対称断面 C_p 分布 ($M = 7.1, \alpha = 18 \text{ deg}$)

表 4 計算資源使用量		
Method	Grid	CPU Resource Usage
		[Core-hours]
Euler	Coarse	2.88×10^3
Euler	Medium	8.36×10^3
Euler	Fine	2.71×10^4
RANS	Prism	1.45×10^4

3. 2. カナード付きNAL0次形状

3. 2. 1. 揚抗比 L/D

カナード付きモデルを対象に $M = 4.0, 2.0, 1.1, 0.8$ での解析を行った. それぞれのマッハ数条件に対する揚抗比の結果を図 8 に示す. なお, グラフには実験結果¹⁵⁾もあわせて示す. さらに, $M = 4.0, 2.0$ の抗力係数 C_D の結果を図 9 に, 揚力係数 C_L の結果を図 10 に示す. なお, 実験結果より得られた2次の近似曲線¹⁵⁾も合わせて示す. また, RANS解析の $M = 4.0$, $\alpha = 22 \text{ deg}$ の条件については, 負の圧力または密度が発生して, 計算が発散してしまったため結果が存在しない.

いずれのマッハ数条件についても, 揚抗比の解析値は定性的に実験値と一致していることが読み取れる. しかし, 揚抗比の最大値について, Euler解析結果はRANS解析結果よりも大きく評価してしまっている. 関連して, 抗力係数 C_D について, 実験条件のうち最小迎角である $\alpha = -4 \text{ deg}$ より大きい範囲で, 実験結果の近似曲線と両解析値とは概ね一致している. しかし, Euler解析結果はRANS解析結果よりも小さく評価していたり, RANS解析結果は実験結果の近似曲線と離れていたりするなど, 定量的には一致していない. 一方, 揚力係数 C_L については, RANS解析結果, Euler解析結果ともに, 実験結果からの近似曲線との非常に良好な一致が確認でき, Euler解析により十分に高精度で予測できるといえる. 以上のことから, 揚抗比の最大値に見られた差異は, 抗力予測値の定量的不一致が原因であると考えられる. 以降本節ではこの抗力の定量的不一致について議論する.

Euler解析とRANS解析との間に見られる差異について, Euler解析結果はRANS解析結果よりも抗力係数 C_D を小さく評価している. これは, Euler解析では粘性を考慮していないためと考えられ, 解析の特性から考えれば妥当な結果である. だが, 揚抗比や抗力係数 C_D を飛行解析のためのパラメータや設計パラメータとして値をそのまま扱う場合には, 粘性を考慮した補正を行うか, RANS解析を行うことが望ましい.

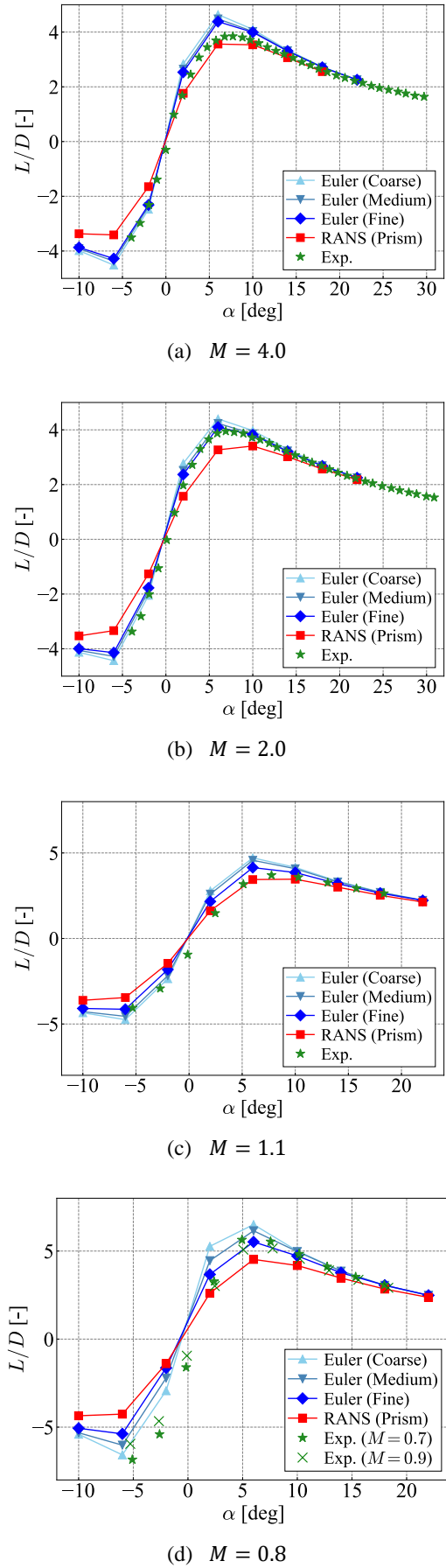
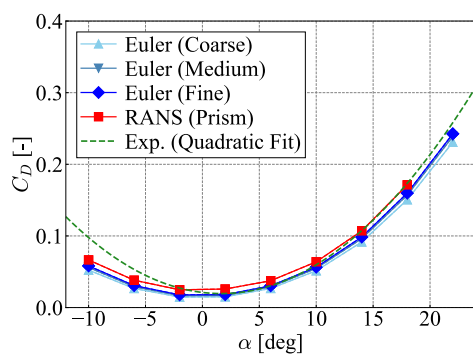
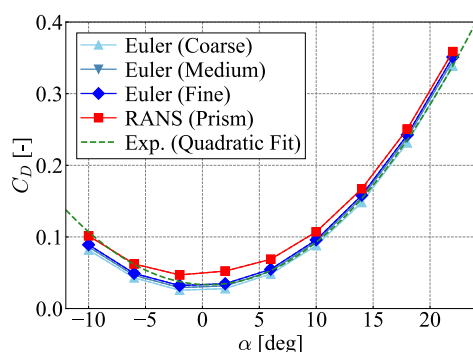


図 8 揚抗比 L/D

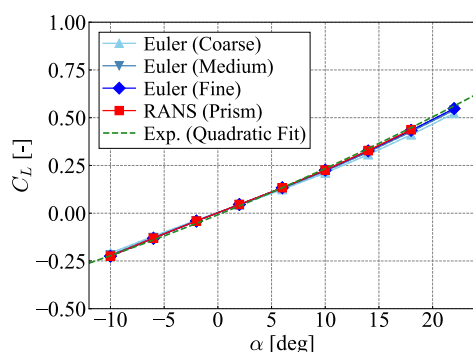


(a) $M = 4.0$

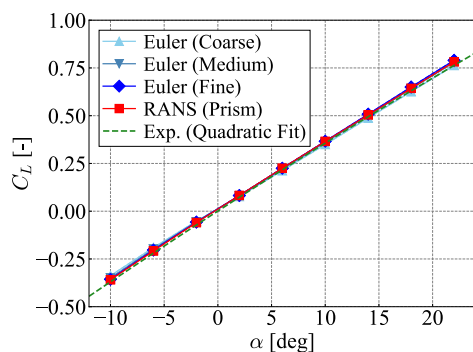


(b) $M = 2.0$

図 9 抗力係数 C_D



(a) $M = 4.0$



(b) $M = 2.0$

図 10 揚力係数 C_L

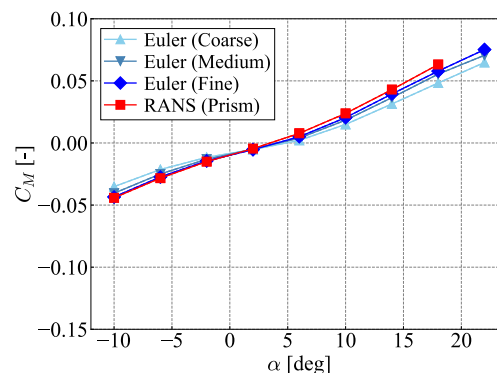
RANS解析結果と実験結果が一致していない原因としては、実験条件を忠実に再現できていない可能性が挙げられる。特に、実験結果は後述するベース抗力を考慮していないことが考えられる。超音速での飛行を考えた場合、ベース面近傍(機体背後)は圧力が一様流静圧よりも非常に低くなることが予想され、解析結果でもそのような解が得られている。一方、実験における模型固定方法に関して、文献¹⁵⁾に記載はなかったが、記載のあった実験風洞の諸元から、現在JAXAが運用しているSWT1¹⁷⁾であったと推察される。文献¹⁷⁾に掲載されている写真から、模型は機体後面から支持棒にて固定された可能性が高い。このような支持方法を取った場合、本来ベース面近傍の低い静圧によって生じるベース抗力を無視することとなる。ベース面全体が真空と仮定して、それによる $\alpha = 0 \text{ deg}$ でのベース抗力 $(C_D)_b$ を概算すると、 $M = 4.0$ で $(C_D)_b = 0.0087$ 、 $M = 2.0$ で $(C_D)_b = 0.0348$ となる。この概算値はあくまでベース抗力として生じえる最大の値である。だが、 $\alpha = -2 \text{ deg}$ のRANS解析結果よりベース抗力を算出すると、 $M = 4.0$ で $(C_D)_b = 0.0072$ 、 $M = 2.0$ で $(C_D)_b = 0.0231$ となり、全抗力に占める割合は $M = 4.0$ で約30%、 $M = 2.0$ で約50%である。このように、低迎角条件の抗力に占めるベース抗力の割合は高く、抗力が最小となる低迎角条件での定量的評価を行う上で決して無視できない。他にも、実験条件における静温やカナードの翼型に関する記述も確認できなかったため、これらについても実験を再現できていない可能性がある。また、解析格子に関して、プリズム格子に関する設定が適切でなく、境界層が上手く表現されていない可能性が挙げられる。このような違いから実験結果とRANS解析結果との間に差異が生じたものと考えられる。

以上より、抗力係数 C_D については粘性の影響を補正する必要性が示唆されたが、簡易空力評価法にて課題であったマッハ数2程度の解析条件において、Euler解析を適用することにより精度良く空力性能が予測できることが示された。また、NAL0次形状のようなベース面をもつモデルについて、実験結果と解析結果を比較する場合には、模型設置方法やベース抗力の影響に注意する必要があると結論付ける。

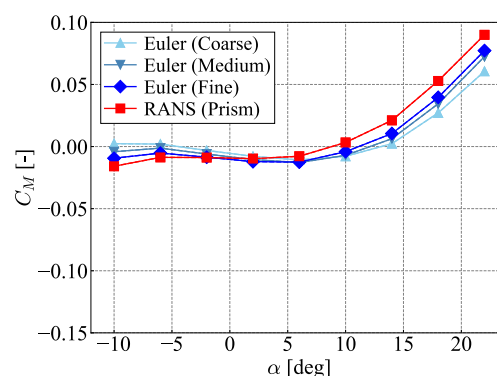
3. 2. 2. ピッチングモーメント係数 C_M

$M = 4.0, 2.0, 1.1, 0.8$ のピッチングモーメント係数 C_M の結果を図 11 に示す。実験値の記載はなかったが、Euler解析の結果はRANS解析と概ね定性的に一致している。特に、 $M = 4.0, 2.0$ の結果は、格子による差異は見られるものの、Euler解析でも傾向は十分に捉えられている。 $M = 0.8$ の結果をはじめとする遷音速域については、高迎角条件にてRANS解析結果とEuler解析結果が離れている。この原因については調査中であるが、定量的な予測が要求される場合は、取り扱いに注意が必要な条件として考えられる。

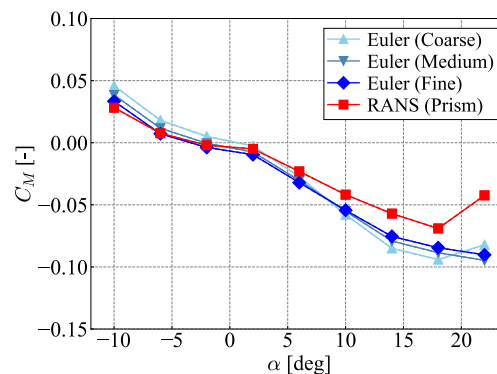
NALO次形状の縦安定性について、 $M = 4.0, 2.0$ の結果は迎角 α 増加とともに C_M も増加する傾向が表れており、この結果からは縦安定性が取れていないと解釈される。しかし、実際の機体を想定した場合にはエンジンを取り付けることが想定される。縦安定性をはじめとした空力性能については、その取り付け位置や運転状態による影響を受けることが推測される。したがって、概念設計に向けた空力評価の課題として、エンジンの吸排気の影響を考慮した空力評価を行う必要があると考えられる。



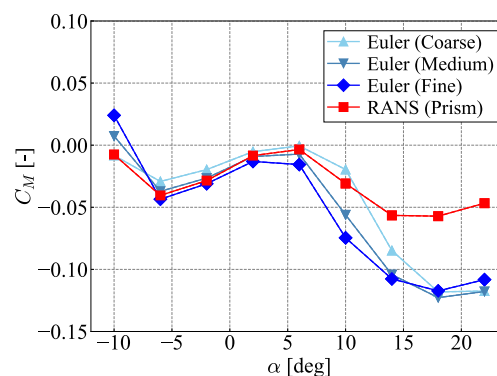
(a) $M = 4.0$



(b) $M = 2.0$



(c) $M = 1.1$



(d) $M = 0.8$

図 11 ピッチングモーメント係数 C_M

3. 3. Waverider形状

前節までで妥当性を実証したEuler解析により、Waverider形状の解析を行った。マッハ数に対する最大揚抗比の結果を図 12 に示す。なお、有翼形状の比較対象として、カナード付きNALO次形状のMedium格子での解析結果もあわせて示している。まず厚みについて比較すると、Model 1 のような薄い機体ほど高い揚抗比が得られており、厚い機体ほど揚抗比が低くなっている。また、NALO次形状との比較では、Model 1 ではどのマッハ数域についてもNALO次形状よりも高い揚抗比が得られている。これらのことから、Waverider形状の薄い機体は高い揚抗比を得られる点で有利である。ただし、設計においては機体前縁における空力加熱を評価する必要がある。また、NALO次形状の超音速域ではマッハ数によらず4.5程度で一定であるが、Waverider形状については超音速域においてマッハ数増加とともに揚抗比も増加している。さらに、マッハ数6.0において Model 2 はNALO次形状よりも高い揚抗比を示している。これらのことから、Waverider形状は超音速以上の高マッハ数域にて高い揚抗比が得られる可能性があるといえる。

縦安定性について、マッハ数0.3および4.0におけるピッチングモーメント係数 C_M の結果を図 13 に示す。なお、モーメント中心位置は機体上面の全長40%位置から80%位置まで10%刻みで計算した。3種類の機体に対する結果について、概形が類似しているグラフがえられている。マッハ数に対して比較すると、 $M = 4.0$ の結果はモーメント中心を全長60%位置に設定したときに0付近でほぼ一定となるか、少し右下がりのグラフとなっている。つまり、重心を全長60%より前方に設定すれば、縦安定性が取れる。一方、 $M = 0.3$ の結果では全長50%位置にモーメント中心を設定した場合でも縦安定性が得られず、それよりも前側に重心位置を設定する必要がでてくる。

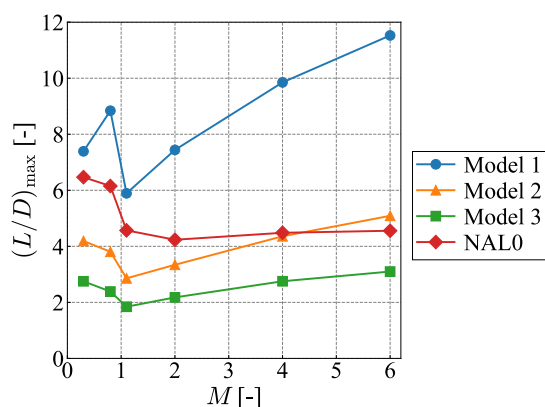


図 12 マッハ数に対する最大揚抗比 $(L/D)_{\max}$

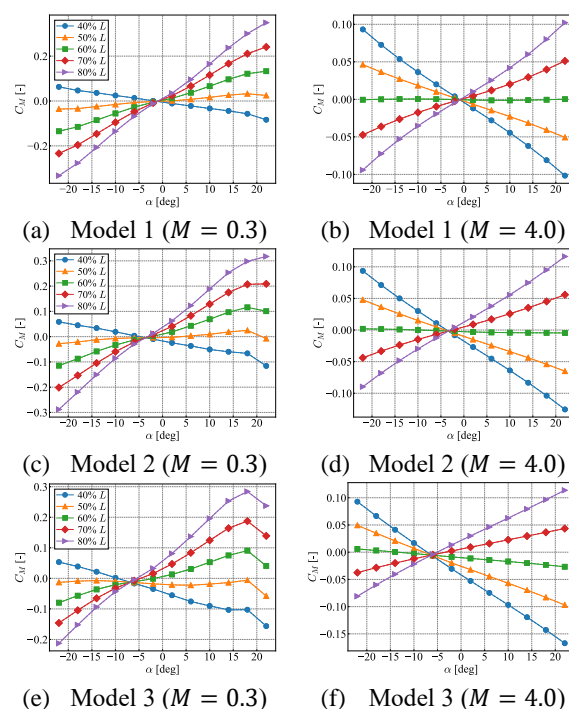
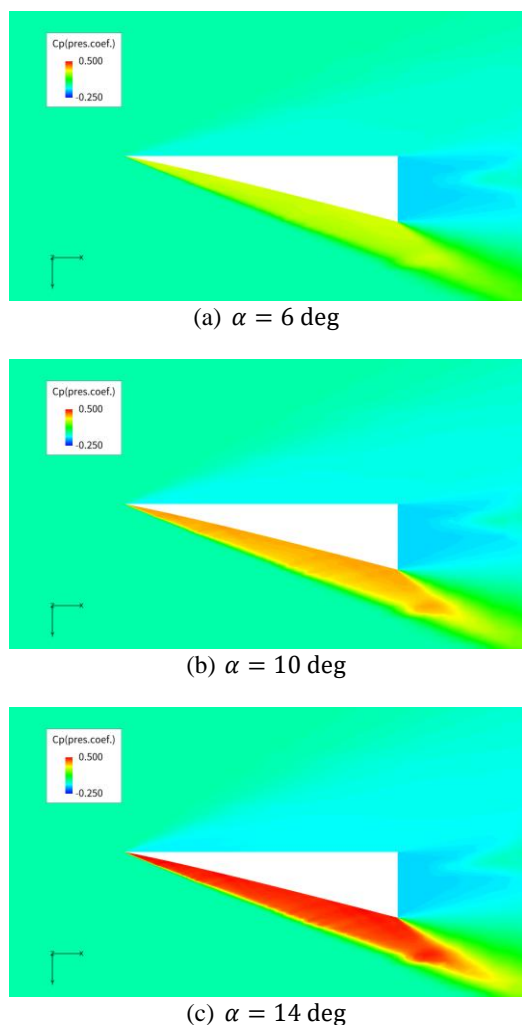
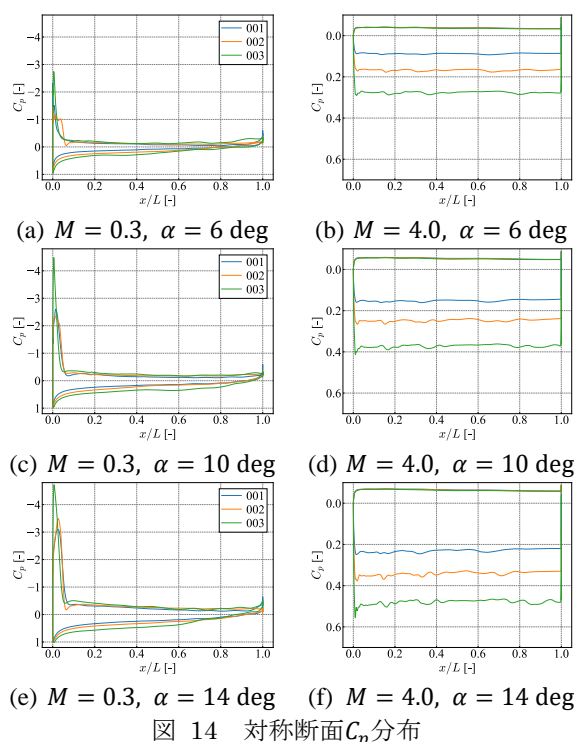


図 13 ピッチングモーメント係数 C_M

マッハ数条件によるピッチングモーメント係数 C_M の傾向の相違を考察するため、 $\alpha = 6, 10, 14 \text{ deg}$ 条件の対称断面における圧力係数分布を図 14 に示す。 $M = 4.0$ の結果から、どのモデルも迎角増加に伴い機体下面の圧力が高くなっていることがわかる。これは、迎角増加によって機体下面流れの偏向角が大きくなり、機体前縁から下面側へ生じる衝撃波背後の圧力が大きくなっているためであると図 15 の圧力係数コンター図より解釈される。また、上面側では膨張扇が形成され、圧力が小さくなっていることも図 15 からわかる。上面と下面の圧力は機体前縁から後縁まで大きく変化することなく、機軸方向全体で揚力を稼いでいるのが特徴的である。一方、図 14 に示す $M = 0.3$ の圧力係数分布からは、迎角増加に伴い機体前縁のサクションピークが高くなり、機体前方側で揚力を稼ぐような分布に変化している。したがって、迎角増加に伴って頭上げ方向のモーメントが大きくなると考えられ、縦安定性を取りにくい結果が得られたと解釈される。前縁側が薄く、後縁側が厚いというWaverider形状の特性を考慮すると、重心位置は後ろにすることが予想される。したがって、重心を後方側に設定し、かつ亜音速域での離着陸時にも縦安定性をとるには、亜音速域での飛行時のみ水平尾翼を設けるなどの対策が考えられる。



4. 結言

本研究では、スペースプレーンの設計に向け、広い速度域かつ広い迎角条件に対してEuler解析を適用することを目指し、解析妥当性の検証を実施した上で、Waverider形状に対する解析を行った。

NAL0次形状を対象とした解析検証では、実験結果、RANS解析結果、Euler解析結果について、空力係数の定性的一致を確認した。Euler解析でも定性的な予測は可能であるため、それで十分であれば設計に適用できる。一方、抗力係数 C_D 等の定量的な予測が必要な場合は、補正を加えるか、RANS解析を行う必要がある。

Waverider形状にEuler解析を適用した結果、薄い機体ほど高い揚抗比が得られた。さらに、高マッハ数域でWaverider形状は高い揚抗比が得られ、その優位性が垣間見えた。また、亜音速域での縦安定性に課題が見られた。

今後はWaverider形状の様々なパラメータを変化させて解析し、再使用型極超音速機として効果的な機体形状の検討を行う他、エンジンの吸排気を考慮した解析を行うことを予定している。また、解析結果を用いた飛行解析も検討している。

謝辞

本研究の実施に当たり、モデル作成、格子生成、解析、スクリプト作成に関して、宇宙航空研究開発機構の宗像利彦氏、井上拓氏、福井正明氏にご支援をいただいた。ここに深く感謝の意を表する。また、数値計算を実行するにあたり、宇宙航空研究開発機構スーパーコンピュータシステム『JSS3』を利用した。ここに記して謝意を表す。

参考文献

- 1) 軽部智光, 丸祐介, 澤井秀次郎, 中島俊: TSTOブースター段への適用を想定したウェーブライダーの空力設計, 平成24年度宇宙輸送シンポジウム:講演集録, 2013.
- 2) 森田直人, 小林航, 佐藤哲也, 富岡定毅: 翼断面形状を持つWaveriderとRBCCエンジンを用いたTSTOブースター段の空力-推進統合最適設計, 平成26年度宇宙輸送シンポジウム:講演集録, 2015.
- 3) 遠藤拓実, 安倍賢一, 木原尚: 空力性能向上に向けたTSTO型宇宙往還機の母機形状の設計手法に関する研究, 第33回数値流体力学シンポジウム, 2019.

- 4) 今村俊介, 小島広久, 土屋武司, 久保田弘敏 : Hybrid-GAを用いた二段式スペースプレーンの最適設計, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 54, No. 630, pp. 279-287, 2006.
- 5) 森田直人, 土屋武司: 膨張領域を持つWaveriderの数値解析および簡易空力評価法との比較, 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論文集, pp. 183-188, 2016.
- 6) 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 坂下雅秀, ラファール パウルス : 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, Vol. 63, No. 3, pp. 96-105, 2015.
- 7) J. Dacles-Mariani, G. G. Zilliac, J. S. Chow, and P. Bradshaw : Numerical/experimental study of a wingtip vortex in the near field, AIAA Journal, Vol. 33, No. 9, pp. 1561-1568, 1995.
- 8) Z. Lei : Effect of RANS Turbulence Models on Computation of Vortical Flow over Wing-Body Configuration, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., Vol. 48, No. 161, pp.152-160, 2005.
- 9) O. S. Menshov, and Y. Nakamura : Implementation of the LU-SGS Method for an Arbitrary Finite Volume Discretization, 第9回数値流体シンポジウム, 1995.
- 10) E. Shima, and K. Kitamura : Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds, AIAA Journal, Vol. 49, No. 8, pp. 1693-1709, 2011.
- 11) K. Kitamura, and E. Shima : Towards shock-stable and accurate hypersonic heating computations: A new pressure flux for AUSM-family schemes, Journal of Computational Physics, 245, pp. 62-83, 2013.
- 12) D. J. Mavriplis : Revisiting the Least-Squares Procedure for Gradient Reconstruction on Unstructured, AIAA paper 2003-3986, 2003.
- 13) C. O. E. Bung : Higher Order Variable Extrapolation For Unstructured Finite Volume RANS Flow Solvers, AIAA paper 2005-4999, 2005
- 14) 渡辺重哉, 穂積弘一, 吉沢昭, 小山忠勇, 津田尚一 : スペースプレーンの極超音速空力特性試験(その1) 第0次形状, 航空宇宙技術研究所報告, 1992.
- 15) S. Nomura, K. Hozumi, I. Kawamoto, and Y. Miyamoto : Experimental Studies on Aerodynamic Characteristics of SSTO Vehicle at Subsonic to Hypersonic Speeds, The 16th International Symposium on Space Technology and Science, pp. 1547-1554, 1988.
- 16) A. Hashimoto, K. Murakami, T. Aoyama, K. Yamamoto, M. Murayama, and P. Lahur : Drag Prediction on NASA CRM Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method, Journal of Aircraft, 51, pp. 1172-1182, 2014.
- 17) 浜本滋 : JAXAの大型風洞試験設備(前編) 設備の概要, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 63, No. 8, pp. 253-259, 2015.