

微小重力実験機の空力特性に関する数値シミュレーション

坪井伸幸 (ISAS/JAXA), 宮路幸二 (横国大), 藤田和央 (ISTA/JAXA)
澤井秀次郎 (ISAS/JAXA), 小林弘明 (ISTA/JAXA), 小島孝之 (ISTA/JAXA)
山川宏 (ISAS/JAXA), 橋本樹明 (ISAS/JAXA)

Numerical Study on Aerodynamic Characteristics of Flight Experiment Vehicle for Micro Gravity

Nobuyuki TSUBOI (ISAS/JAXA), Koji MIYAJI (Yokohama National Univ.),
Kazuo FUJITA (ISTA/JAXA), Shujiro SAWAI (ISAS/JAXA),
Hiroaki KOBAYASHI (ISTA/JAXA), Takayuki KOJIMA (ISTA/JAXA),
Hiroschi YAMAKAWA (ISAS/JAXA), Tatsuaki HASHIMOTO (ISAS/JAXA)

Abstract

Development of Balloon-based Operation Vehicle (BOV) is currently in progress for the first flight scheduled in 2006. A vehicle in a wing-body configuration will be lifted by a high-altitude balloon and dropped. Various types of onboard experiments such as a microgravity experiment and a demonstration of a supersonic engine are planned during flights for the second, third and fourth flights. The aerodynamics load and characteristics of BOVs have been obtained by the CFD simulations as well as by the wind tunnel testing in ISAS. In this paper, the numerical simulations for BOV are presented and the results showed that the interaction between the wings, body and engine increases for transonic flow with high angle of attack.

1. はじめに

微小重力環境下での様々な科学は、地上における重力環境下での状態とは大きく異なり、まだ十分解明されていないことが多い。微小重力環境を作り出す装置としては、国際宇宙ステーションや無人実験衛星、小型ロケットなどの長時間持続する環境と、航空機や落下塔による20秒以下の環境がある。しかし、前者はコスト的に極めて大きな負担になり、また後者は十分な持続時間が足りないことと残留加速度に問題が残る。本プロジェクトでは、平成16年度から平成20年度までの5年間の予定で、微小重力科学の研究にとって低コストで1分程度実現可能な環境を可能とするために、高々度気球を用いた微小重力実験装置を開発することを大きな目的としている。計画期間内の大きな予定としては、諸々の事情で平成17年9月上旬の打ち上げを次年度に延期したが、胴体単体を気球でつり上げて落下させる試験を第一回目に想定している。その際には基本的なシステムの確認やその他問題を洗い出すことを予定している。その後の期間内には、操舵翼や姿勢制御用のRCSを取り付けて実際に無重力環境を達成できていることを確認する試験や、ジェットエンジンを取り付けた形態についての試験も実施予定である。具体的な実施内容については、平成17年度宇宙科学技術連合講演会の前刷り¹を参照頂きたい。

本実験装置を開発するためには、構造、制御などと共に空力形状を設計する必要がある。空力に関しては、PANAIRおよびDATCOMにより胴体だけの空力特性を、また翼面理論により操舵翼の空力特性を概ね把握して概念形状を決定した。そして、CFDや風洞試験により

空力特性の詳細を把握して、空力形状の再検討を行う。また、制御に使用するための空力データベースも作成する。

本論文では、まず4枚の楔翼を取り付けた翼胴形状や、エンジンを取り付けた形状について、遷・超音速における基本的な空力特性の把握を数値解析により行っている。そのうちのいくつかを報告する。

2. 解析対象形状

図1に解析の対象とする翼胴形状(B000)を示す。胴体長さは4m、胴体直径は0.556mである。4枚翼であり、後退角度40度、アスペクト比1.03、最大翼厚位置は60%翼弦長位置としている。図2にエンジン付き翼胴形状(C000)を示す。エンジンについては、設計マッハ数2程度としているインテーク、排気ノズルはプラグノズルを採用している。インテークの可動部分を収納する必要性から、ダイバータが厚くなっている。なお、今回の解析ではフェアリングを施しており、インテーク内部やノズル内部の解析は実施していない。

3. 数値解析手法及び計算条件

限られた期間内に空力データを出すことを考え、藤田が胴体単独について構造格子によりFluent 6.1を用いて、また坪井が胴体単独および翼胴形状を構造格子によりLANS (ISAS/JAXA 所有のソルバー)を用いて、そして宮路がエンジン付き翼胴形状を非構造格子により宮路/横国大のソルバーを用いて数値解析を行った。構造格子を使用する場合は薄層近似の粘性解析を、非構造格子の場合は非粘性解析とした。計算手法に関しては、Fluent 6.1を用いた構造格子の場合は空間2次精度の解析で、乱流モデルはSpalart-Allmaras (SA) および SST モデルを使用

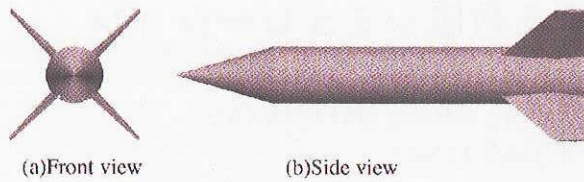


Fig. 1: Wing-Body configuration(B000).

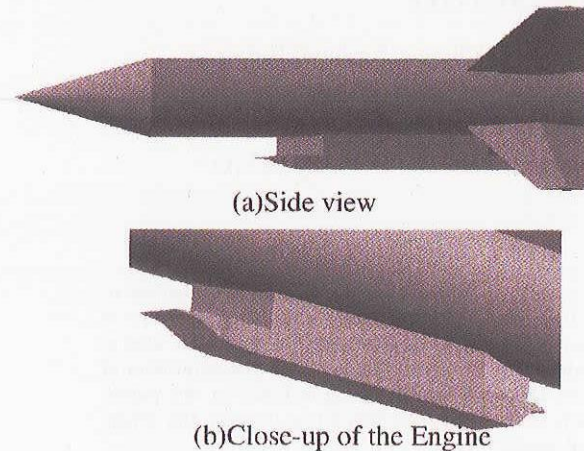


Fig. 2: Wing-Body-Engine configuration(C000).

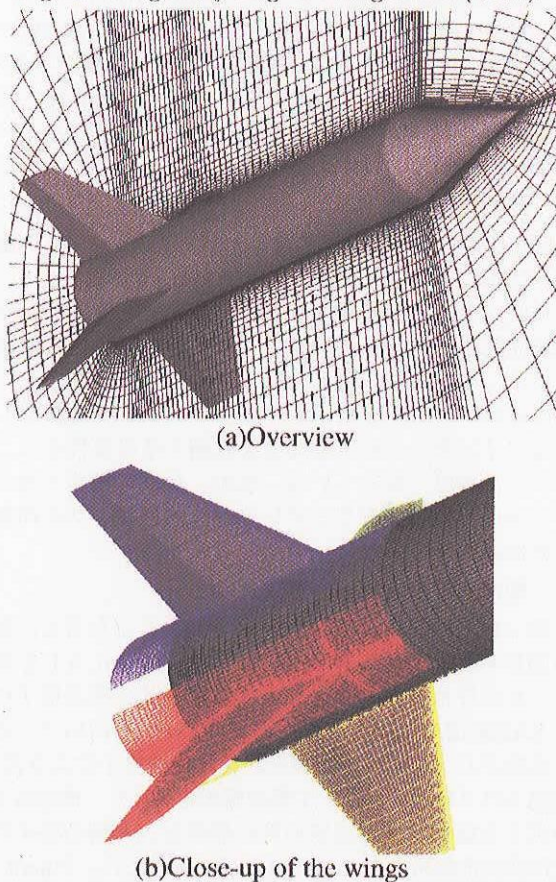


Fig. 3: Computational grid system for Wing-Body configuration(B000).

した。格子点数は3次元計算の場合で約80万セルである。LANSを用いた構造格子の場合には時間積分がLU-ADI²、流束はSHUS³にMUSCL法+Van Albada limiterで3次精度化し、粘性項は中心差分、乱流モデルはDegani-Schiffの修正を考慮したBaldwin-Lomaxモデルとした。格子間の物理量の内挿は、解強制置換法⁴を用いている。解析で使用した計算格子を図3に示す。この格子は遷音速用全機の計算格子であり、翼型はHOトポロジー、遠方境界は胴体長さの20倍とした。それぞれの翼型について1zoneを設けており、合計で5zoneである。格子点数は、合計で約1000万程度、計算時間はISAS/JAXAにあるSX6(OpenMPによるnode内8並列)を用い、1ケースあたり約50時間である。

非構造格子では時間積分がLU-SGS法、流束はSHUSをGreen-Gauss線形再構築+Venkatakrisnan limiterで高次精度化している⁵。解析で使用した計算格子を図4に示す。この格子も、遷音速用全機の格子であり、遠方境界は胴体長さの5倍、格子点数は約40万程度である。計算時間は、ISAS/JAXAのSX6(1CPU)を用いて、約3時間である。

解析条件は、実際のフライト条件とし、 $M=0.9$ および 1.5 、 $Re=7.55 \times 10^5$ および 3.6×10^6 (胴体直径0.556m基準)、迎角は-10度~10度の中から必要に応じて選択した。なお、 $M=0.9$ は、加速時では高度36km、また $M=1.5$ は高度29kmに相当する。

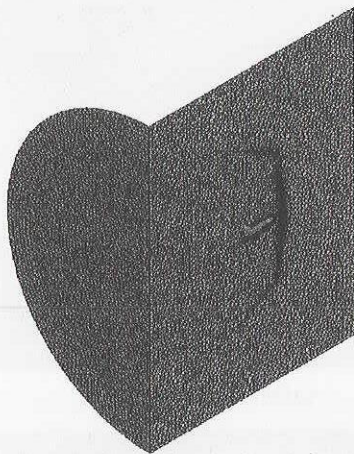
胴体単独に関しては、縦特性についてそれぞれの計算コードの比較や乱流モデルの影響を調べた。翼胴形状に関しては、縦特性とピッチおよびロールにおける舵効き特性を取得し、エンジン付き翼胴形状については縦および横特性を取得した。

4. 計算結果

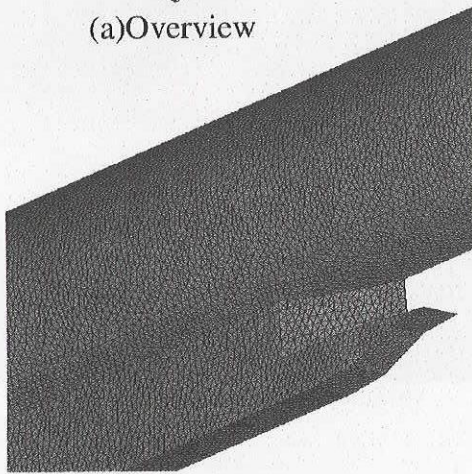
4.1 胴体単独の空力特性

胴体単独の C_{D0} 特性について、DATCOM,Fluent,LANSの比較を図5に示す。ここで3次元計算はFluent ver.6.1のSST乱流モデルとLANSのBaldwin Lomax乱流モデル(BL-DS)の2つで、 $M=0.9$ と 1.5 の2条件で実施した。まず、DATCOMは超音速でCFDと比べ過小評価であることがわかる。また、Fluent 6.1(SA)は、逆にFluent 6.1(SST)に比べて過大評価である。SAモデルは胴体のベース部分で乱流粘性が強く効くためにベースで発生する膨脹波が強く、そのために抵抗が大きめに出了ものと考えられる。Fluent 6.1(SST)とLANSは概ねよい一致を示していることが分かる。図6,7に胴体単独の場合のFluent 6.1(SST)とLANSの計算結果のCN,CAの比較を示す。CNに関しては、 $M=0.9,1.5$ ともに概ね両者の計算結果に違いはないが、CAに関しては $M=0.9$ 、高迎角で違いが現れている。 $M=1.5$ ではほとんど違いが見られないことから、遷音速における胴体風下側の大規模な剥離流れに乱流モデルの影響が出ていると思われる。

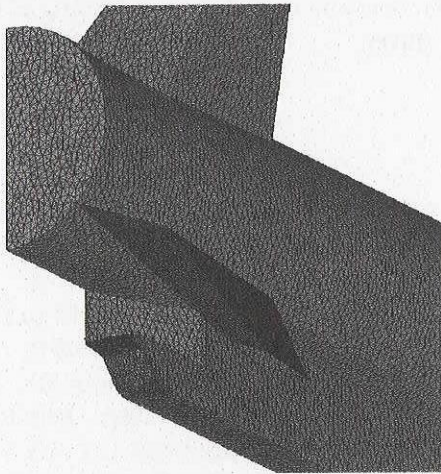
今回の解析は、風洞試験データとの比較をしていないために信頼性が十分に確保されているとは現時点では言い難い。しかし、空力データベースを作成する上では



(a) Overview



(b) Close-up of the intake



(b) Close-up of the nozzle

Fig. 4: Computational grid system for Wing-Body-Engine configuration(C000).

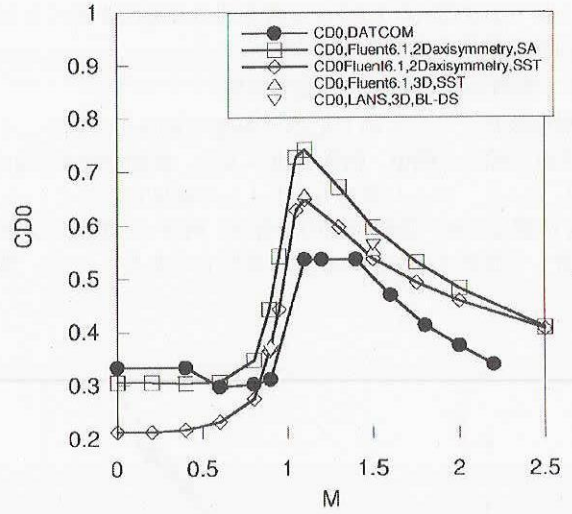


Fig. 5: C_{D0} coefficients for body alone.

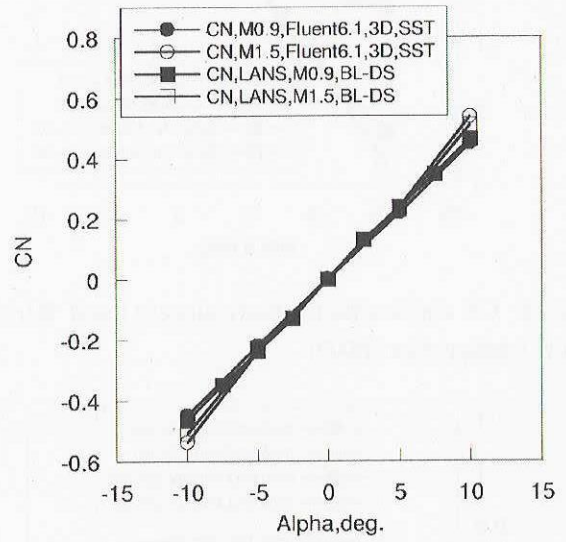


Fig. 6: C_N coefficients for body alone.

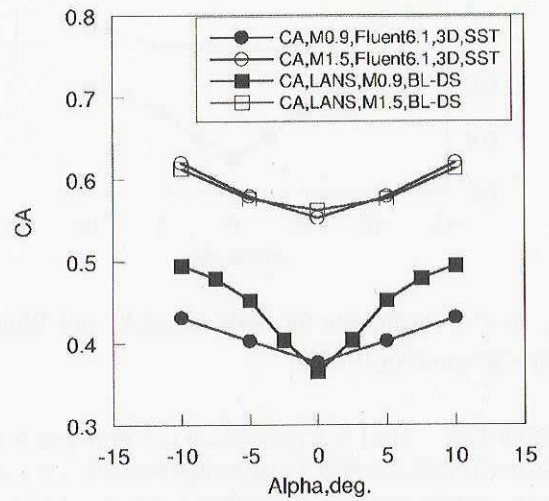


Fig. 7: C_A coefficients for body alone.

Fluent 6.1(SST) と LANS は遷音速の高迎角を除くとほぼ同等の結果を出すものと考えられる。

4.2 翼胴形状 (B000) の空力特性

翼胴形状についての LANS の結果を図 8,9 に示す。それぞれの図の凡例中、胴体単独が A を、翼胴形状が B000 としている。マッハ数は 0.9 と 1.5 の結果をのせている。CN に関しては、胴体単独の場合は、両マッハ数共に迎角に対して線形であり、勾配もほぼ同じである。一方、翼

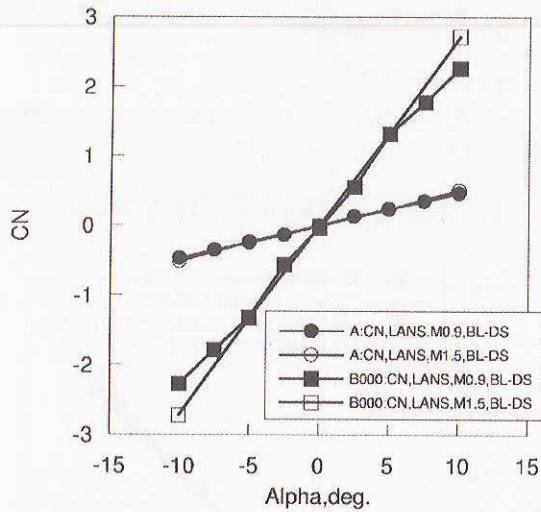


Fig. 8: CN coefficients for body alone(A) and Wing-Body configuration(B000).

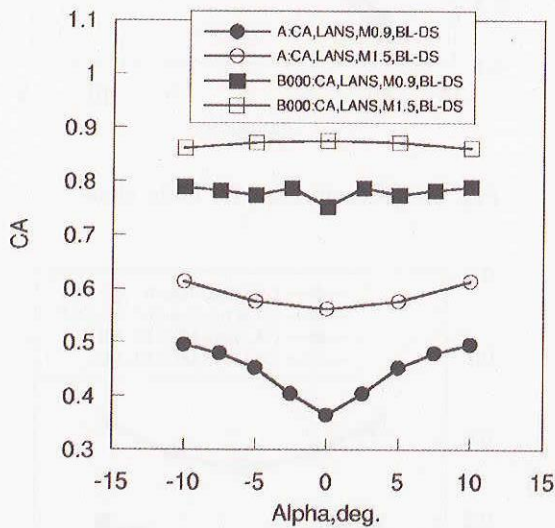
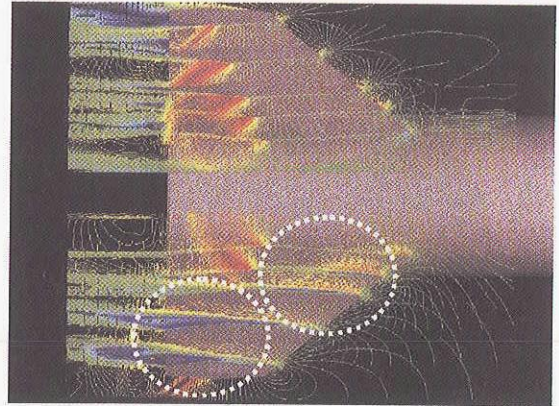
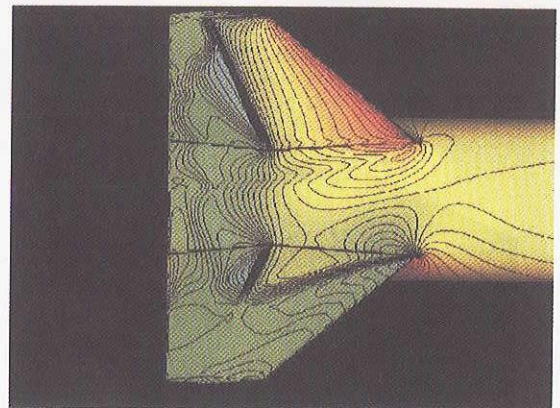


Fig. 9: CA coefficients for body alone(A) and Wing-Body configuration(B000).

胴形状の場合、M=1.5 では迎角に対して線形であるが、M=0.9 では迎角が5度以上で傾斜が緩やかになっている。これは、翼端で剥離して十分な揚力を出していないことを意味する。CA に関しては、胴体単独では M=0.9,1,5



(a)Mach contours



(b)Surface pressure contours

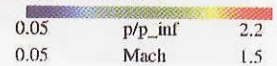


Fig. 10: Contours near the wings for $M_\infty = 0.9$, $\alpha = 10$ deg.(B000).

どちらも迎角が0度の時に最も低い値をとり、M=0.9 では迎角に対して顕著に変化する。一方、翼胴形状では両マッハ数共に迎角に依らず一定になっている。

次に、翼胴形状のそれぞれの流れ場を図 10,11 に示す。どちらも迎角は10度である。M=0.9 の場合、右舷下翼の上面側で大きく剥離しており(図中の点線)、揚力を得ていないことがわかる。M=1.5 の場合、胴体下面後端から翼胴干渉による強い衝撃波が発生していることが分かる。また、右舷上翼からの衝撃波が右舷下翼表面まで伝播しており、さらに右舷下翼の後縁付近(図中、点線で囲まれた箇所)でも剥離が生じていることが分かる。今回はエンジン無しの解析を行ったが、エンジン付きの解析も現在進めている。高度の関係から、遷音速付近で Re が 10^5 のオーダーであり、剥離の様子が風洞試験と大きく異なることが想定できる。今後はエンジンの存在が空力特性に加えて機体表面の流れにおける剥離の状況にどのように影響するかを調べる予定である。

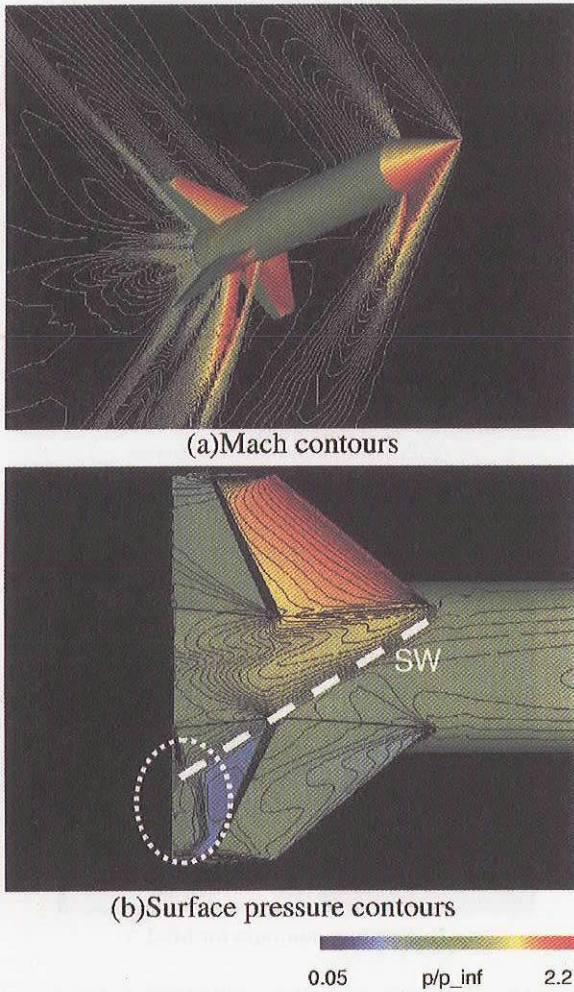


Fig. 11: Contours near the wings for $M_\infty = 1.5$, $\alpha = 10$ deg.(B000).

4.3 エンジン付き翼胴形状 (C000) の空力特性

エンジン付き翼胴形状の結果を図12,13に示す。これらの計算結果は非粘性であるが、参考のために、粘性解析かつ翼胴形状であるがLANSの結果も同図に載せる。CNに関しては、翼胴形状では $M=0.9, 1.5$ ともに迎角が -5 度 ~ 5 度では勾配が同じであるが、エンジン付き形状では $M=0.9$ と $M=1.5$ では勾配に変化が出ている。つまり、 $M=1.5$ では翼胴形状と同じ勾配を持っているが、 $M=0.9$ では勾配が大きくなっていることが分かる。また、 $M=1.5$ では原点でのCNがマイナス側にシフトしている。これは、ダイバータから発生する膨脹波が影響していると考えられる。CAに関しては、エンジン付き形状の場合、 $M=1.5$ は迎角に対して勾配は一定であるが、 $M=0.9$ では迎角が10度の場合には急激に変化していることが分かる。表1に両マッハ数における各コンポーネントのCNとCAを示す。1は胴体、2は上翼、3は下翼、4はこのりのダイバータとエンジン表面である。半裁計算結果であるため、胴体1とエンジン4は全機の半分の値である。この結果

から、 $M=1.5$ で特に下翼3とエンジン4が特に絶対値が大きい、負のCNを持っていることが分かる。格子点数がまだ不足していることと、迎角が ± 5 度の結果がないためにまだ検討の余地があるが、これらはエンジンとダイバータの影響であろう。

図14に $M=0.9, 1.5$, 迎角0度の結果を示す。どちら

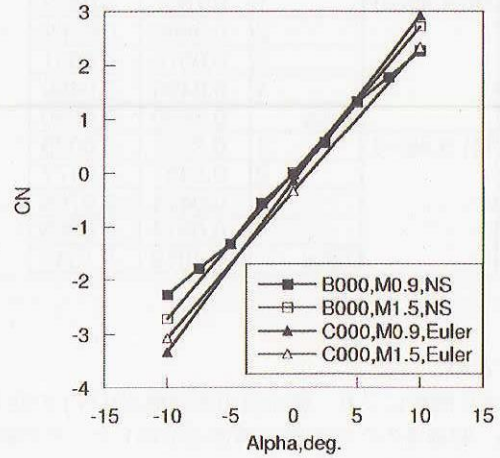


Fig. 12: CN coefficients for Wing-Body configuration(B000) and Wing-Body-Engine configuration(C000).

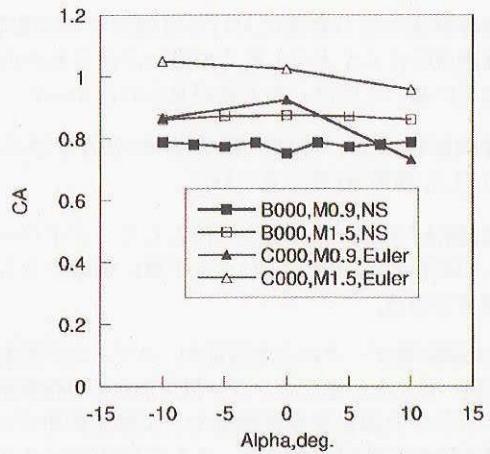


Fig. 13: CA coefficients for Wing-Body configuration(B000) and Wing-Body-Engine configuration(C000).

の条件でも、ダイバータから発生した衝撃波および膨脹波が胴体表面に影響を及ぼしていることが分かる。また、エンジン後部からも強い膨脹波が発生しており、これら右舷下翼の表面に影響を及ぼしていることが示されている。これらの傾向は、他の迎角でも基本的には同じであり、特に高迎角でエンジン後部からの膨脹波が翼にどのような影響を与えるのか、今後、より注意して調べる必要がある。また、今回は非粘性解析の結果であるが、粘

性解析も予定している。そして特にエンジン、ダイバータの存在が空力特性だけでなく、機体表面の流れにどれほど影響するか、調べる必要がある。

Tab. 1: CN and CA coefficients on each component for Wing-Body-Engine configuration(C000).

	CA	CN	
M0.9,alp=0	1	0.1667	0.0452
	2	0.0898	0.0109
	3	0.0575	-0.0651
	4	0.0490	-0.0490
	Total	0.3630	-0.0580
M1.5,alp=0	1	0.2674	-0.0035
	2	0.0407	-0.0177
	3	0.0424	-0.0765
	4	0.0514	-0.0365
	Total	0.4019	-0.1341

5. まとめ

CFD 解析により、微小重力実験機 (BOV) の空力設計評価、制御系のための空力特性を取得した。その結果、以下の結論を得た。

- 開発初期のパネル法などにより得られた空力係数は、CFD に比べて超音速における抵抗係数について過小評価していることが示された。
- 胴体単独の空力特性における乱流モデルの影響は、高迎角時に CA が 0.1 近くの違いが出るものの、低迎角においてはほとんど差が見られなかった。
- 翼胴形状については、翼/胴体の空力干渉が特に M=1.5, 迎角 10 度で見られた。
- 翼/胴体/エンジンの空力干渉として、ダイバータからの膨脹波が胴体下面および下翼に伝播するものが顕著である。

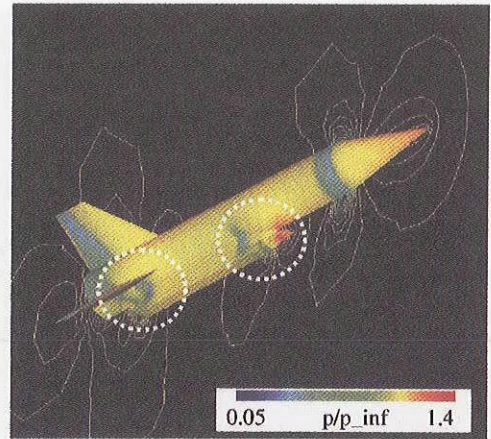
今後は風洞試験データによる検証や、スティング効果, Re 効果を調べることで、またエンジン付き形状の粘性解析、さらにエンジン内部を含めた解析や、姿勢制御用ジェットの影響の評価を検討している。そして空力データベースの作成に貢献する予定である。

謝辞

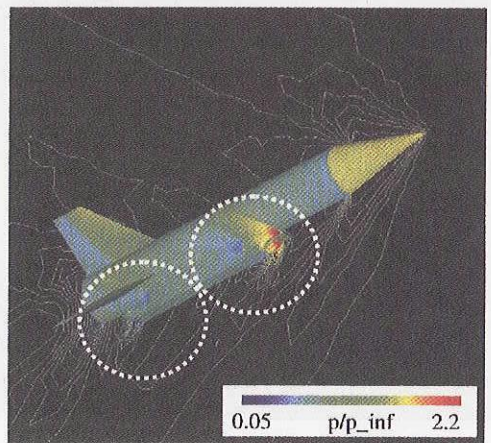
本研究は、科学研究費補助金(課題番号 16GS0220)の支援並びに ISAS/JAXA 宇宙科学企画情報解析センターとの共同研究によって行われたものである。ここに記して感謝の意を表す。

参考文献

1. 藤田, 坪井, 宮路, 小林, 澤井, 気球を用いた微小重力実験機の空力特性, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 2005.
2. Fujii, K., AIAA Paper 86-0513, 1986.



(a) Pressure contours for M=0.9



(b) Pressure contours for M=1.5

Fig. 14: Contours near the configuration for $\alpha = 0$ deg.(C000).

3. Shima, E., and Jounouchi, T., Proc. 14th NAL Symp. on Aircraft Computational Aerodynamics, pp.7-12, 1997.
4. Fujii, K., J. Computational Physics Vol.118 , pp.92-108,1995.
5. Miyaji,K., "Prediction of Hypersonic Shock/Shock Interaction Heating Using Hybrid Adaptive Unstructured Grids," AIAA Paper 2001-1751, 2001.