

# リフティングボディ形態の再突入飛行問題に関する CFD解析と設計への応用

○山本行光<sup>\*1</sup>、川戸博史<sup>\*1</sup>、渡辺重哉<sup>\*1</sup>、藤井謙司<sup>\*1</sup>

Application of CFD Design Analysis of Atmospheric Lifting Body Re-Entry Problems  
Yukimitsu Yamamoto, Hiroshi Kawato, Shigeya Watanabe and Kenji Fujii (NAL)

Key Words: Lifting Body, Re-Entry, Aerodynamic Design

## Abstract

In order to investigate the capability of lifting body type atmospheric re-entry by relatively small-size vehicles, basic numerical and experimental study has been performed. The vehicle is based on the blunt nosed delta body with two tip fins. Two elevons are integrated on the fuselage base to enlarge trim capability for a wide range of Mach number flight. In the design of these lifting body type re-entry vehicles, one of the most important problems is that the vehicle has a capability to accomplish the stable flight from supersonic to low subsonic speeds. Aerodynamic characteristics have changed extremely through the transonic speed range. In the present study, conceptual aerodynamic analysis of these lifting re-entry vehicles has been performed by CFD and the wind tunnel experiments at NAL.

### 1. はじめに

小型のリフティングボディ形態による再突入飛行の可能性を探るため、CFD、及び風洞試験による飛行特性の研究を実施した。形状は、鈍頭のデルタ型胴体とティップフィンから構成されたものを基本形態とし、胴体ベース部には二つのエレボンが取り付けられている。リフティングボディ形態の極超音速領域の飛行試験は1996年のNAL/NASDAによるHYFLEXにより実施され、様々な飛行後評価<sup>1)</sup>を通じて、有益な研究成果が得られた。

このようなりフティングボディ形態の再突入飛行における利点は、ボリューム効果が高く、耐熱システムを設計する上でも、スペースシャトル等の有翼機形態に比べて設計が容易になり、サイズを小型化できる点である。しかしながら、遷音速域を中心として、空力安定性が悪くなり、縦トリムを取りにくくなることが大きな課題として残される。本研究では、このような問題点を詳細に調べ、より飛行特性のよい、空力形状を設計するため、CFDによるパラメトリック計算を実施し、合わせて、航技研の遷・超音速風洞試験との比較を通してCFD検証を行った。今回の解析では、計算結果は実験結果と良好な一致を示し、形状の違いによる空力係数の変化を捉えることができた。

一方、リフティングボディ形態の代表モデルとして、現在、開発研究が進められているX-38形態を取り上げ、CFDによる飛行特性の解析も実施し、本モデル形状の特性と比較した。本研究での最後に、リフティングボディ形態の空力的な課題、及び今後の改善形状設計に

関する検討結果についても紹介したい。

### 2. 形状、格子、及び数値解法

今回のリフティングボディ基本形状三面図を図1に示す。全長は、4.23mで、デルタ型の胴体に、2つのティップフィンとエレボンが取り付けられた形状である。本形状は、H-IIAロケットフェアリング内に収納されることを前提にしており、このため形状に関しては寸法上の制約下での設計となる。空力係数算出のための基準値は図にみられる通りで、重心は頭部から65%の位置を設定した。また、想定される低速から超音速領域での飛行条件を表1に示す。図2には、CFD解析に用いられたマルチブロック格子を示す。基本的にはCタイプの格子を用い、格子数は機体まわりの外側のブロックで流れ方向121点、周方向89点、物体面に垂直方向に55点である。数値解析は、ナビエ・ストークス方程式を使用した有限体積法で、TVDスキームを用い、時間積分には陰解法のIAF法を用いている。詳細は文献2)を参照されたい。

### 3. 結果と検討

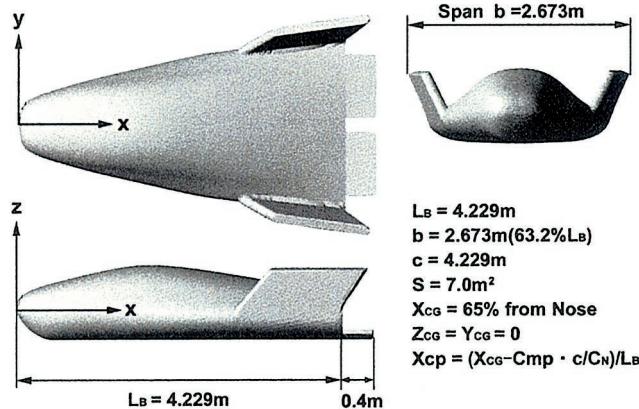
#### 3-1 リフティングボディ空力特性

今回の基本形状モデルは、前年度の一連の形状パラメトリックCFD解析により設計されたものである<sup>3)</sup>。図3には、空力安定性を高めるために胴体後方上面部を突出させたC102形状、及び揚力を高めるためフィン部のキャント角を45°に開いたC104形状の三面図を示す。図には示されていないが、基本形態のフィン無し形状が

<sup>\*1</sup>航空宇宙技術研究所 National Aerospace Laboratory

表1 Flight Conditions of Lifting Body Re-Entry

Mach No	$V_\infty$ [m/s]	$P_\infty$ [Pa]	$T_\infty$ [K]	$\alpha$ [deg]	$\delta\epsilon$ [deg]
4	1206.124	1282.988	226.05	20	-10, 0, 10
2	591.4293	4736.234	217.571	15	-10, 0, 10
1.3	383.7304	11087.09	216.65	5	-10, 0, 10
1.1	324.5807	15463.2	216.65	5	-10, 0, 10
0.9	269.6189	26529.93	223.3	5	-10, 0, 10
0.5	167.5195	85914	279.245	5	-10, 0, 10

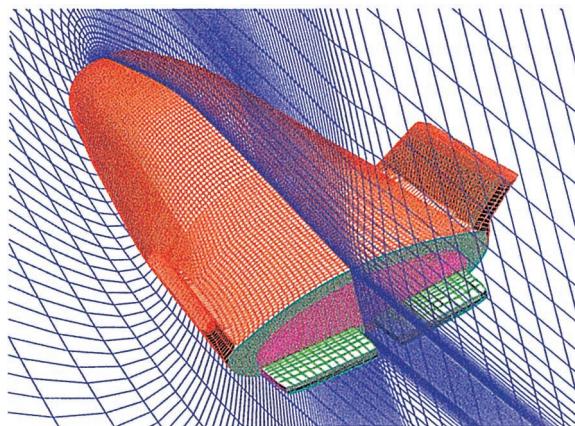
図1 Geometry and Dimensions of Lifting Body  
(C101 Basic Configuration)

C103 モデルである。上記一連の形状に対して、CFD 検証及び形状変更効果特性を調べるために、航技研の遷音速風洞、及び超音速風洞において力試験と圧力分布測定が行われた。風試条件を表2に、遷音速風洞内模型取り付け写真を図4に示す。模型のスケールは9%である。なお、紙面の都合上割愛しているが、CFD及び風試ともエレボン±10° 形態の解析も実施している。詳細は文献<sup>4)</sup>を参照されたい。

図5に、種々の形態の空力係数の比較結果を示す。マッハ数は1.1で、CFDによる値は迎角 $\alpha=0^\circ$  及び $10^\circ$ において、プロットされている。ベース面での影響が懸念されていたが、形状変更特性も含め、良好な一致を示す結果が得られた。

空力特性の各形態での特色を以下にまとめる。

- 揚力係数は Tail Up(C102)及び Fin off(C103)形態が全ての迎角を通じて低い。



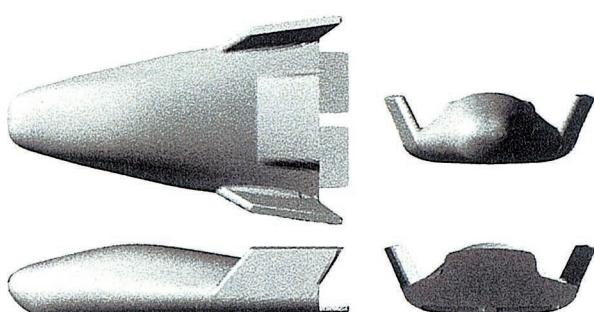
Block No.	JMAX×JMAX×KMAX	Block Region
1	121×89×55	Fuselage + Wing + Lower Body Flap
2	21×31×11	Outer Fuselage Base + Side Body Flap
3	15×13×11	Body Flap End Surface
4	21×3×11	Region between Body Flap Inner Side Surface
5	21×15×17	Inner Fuselage Base + Upper Body Flap

図2 Computational Grids for C101 Model

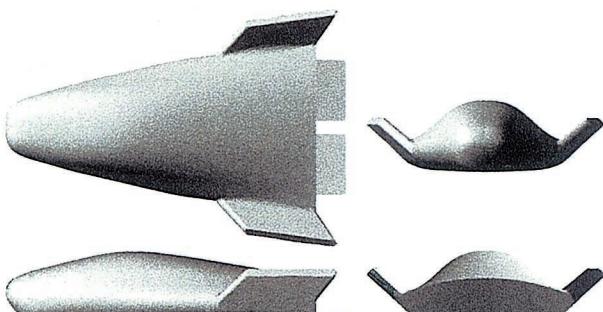
- Fin off(C103)形態の抗力は全てのモデルの中で最も小さい。
- 迎角の増加とともに Fin Cant 45° (C104)形態の揚力係数は上昇する。
- エレボン 10° 下げ形態では揚力、抗力とも基本形態に比べて大きくなる。

ピッキングモーメント特性については、現状のリフティングボディ形態は静的に不安定である。但し、Tail Up(C102)及び Fin Cant 45° (C104)形態では、低迎角において一部安定側になる。今回のリフティングボディ形態ではフィンの存在が遷音速空力特性に大きな衝撃を及ぼし、胴体上面の剥離・再付着流れとも関連して、十分な注意を払って設計を進めることが重要であることが認識された。

図6にはマッハ数1.1、 $\alpha=0^\circ$ 、横滑り角5°の条件における機体上面オイルフローと背面胴体中央部での周方向の圧力分布の比較を示す。圧力分布に関しては、他のすべての試験条件でも、極めて良好な一致が得られた。



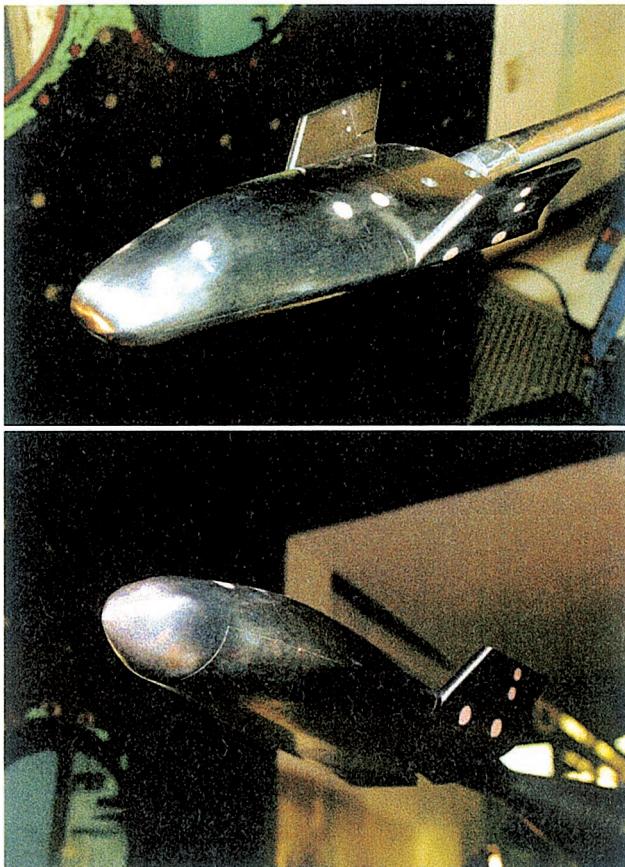
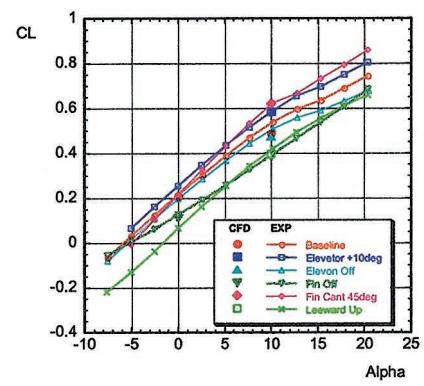
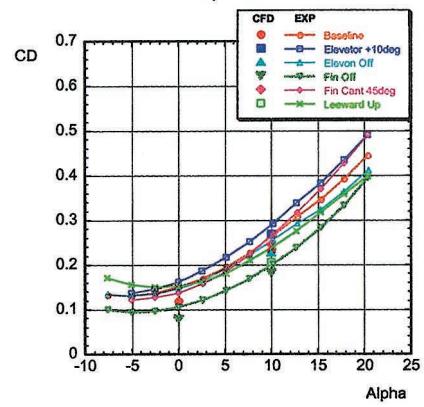
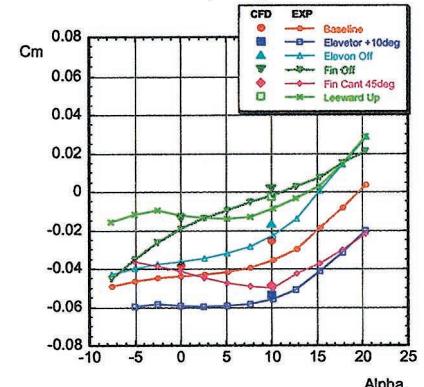
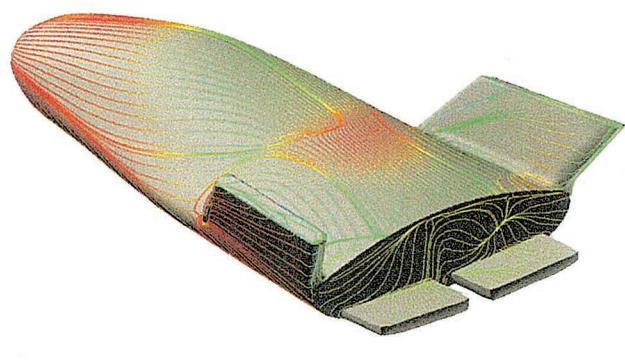
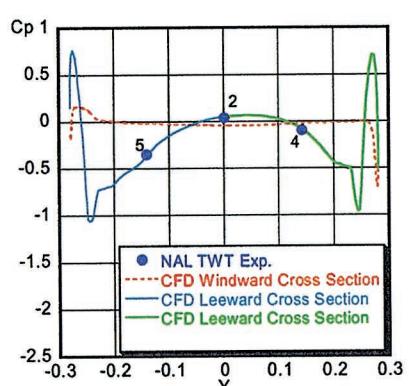
a) C102 (Tail Up Geometry)



b) C104 (FinCant Angle 45 deg Geometry)

**表2 Test Conditions at NAL TWT Experiments**

Wind Tunnel	Mach No.	Total Pressure (kPa)	Total Temperature (K)	Reynolds No. (Based on Body Length)	Free Stream Pressure(Pa)	Free Stream Temperature(K)
Transonic	0.5	60	311	2.1E+06	5.06E+04	296
	0.9	60	311	3.1E+06	3.55E+04	268
	1	60	311	3.2E+06	3.17E+04	259
	1.1	60	311	3.2E+06	2.81E+04	250
Supersonic	1.4	60	311	3.2E+06	1.89E+04	223
	1.4	150	286	9.0E+06	4.71E+04	205
	1.6	170	285	9.9E+06	4.00E+04	188
	2	220	287	1.1E+07	2.81E+04	159
	3	510	288	1.5E+07	1.39E+04	103
	4	1270	291	2.3E+07	8.36E+03	69.3
	Body Length : 0.38061m					

**図4 Model Setting Photograph at NAL Transonic Wind Tunnel****a) Lift****b) Drag****c) Pitching Moment****図5 Comparisons of Aerodynamic Coefficients of TWT Tests at  $M_\infty=1.1$ ,  $\beta=0^\circ$** **図6 Comparison of Pressure Coefficient Cp on the Leeward Cross Sectional Plane for Baseline Geometry at  $M_\infty=1.1$ ,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\beta=5^\circ$** 

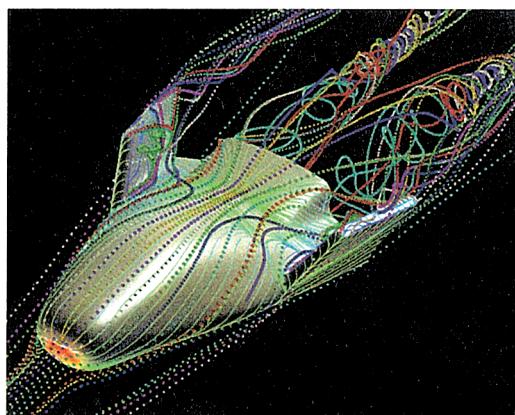
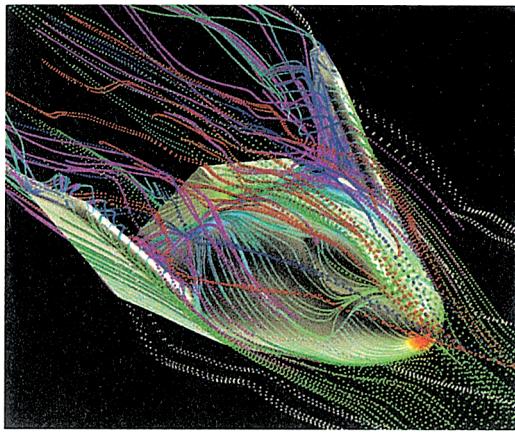
a) Lifting Body (Tail Up C-102)  $M_\infty=1.1 \alpha=10^\circ$ b) X-38 Like Geometry  $M_\infty=1.4 \alpha=10^\circ$ 

図7 リフティングボディ三次元流線

### 3-2 X-38形態との空力特性比較

X-38は、米国とヨーロッパの間で、有人レスキュービークルとして研究開発が行われてきたリフティングボディ型再突入機である。この機体は1960～1970年代にかけてエドワーズで行われた一連のリフティングボディ飛行試験のうち、X-24をベースに設計されたものと考えられ、X-38の空力特性を考慮することは、今後のリフティングボディ形態の空力設計を進める上で極めて有意義である。

図7に、今回のリフティングボディ形態のうち比較的良好な特性を有するTail Up (C102)形態と、X-38モデルまわりの遷音速領域での代表的な三次元流線を示す。Tail Up形態の流れでは、フィン根元から複雑な渦の発生が見られる。

この二つの形態の空力特性を比較するため、図8及び図9には、それぞれの形状の重心まわりのピッチングモーメント及び揚抗比L/Dのマッハ数による変化をプロットした。揚抗比L/Dに関しては両機とも同様な傾向を示すが、ピッチングモーメントの特性に関しては違いが観察される。基本的に縦安定特性は両者とも静的に不安定であるが、Tail UP (C102)形態ではマッハ数が高くなるにつれて迎角に対して非線形性を示すことがわかる。

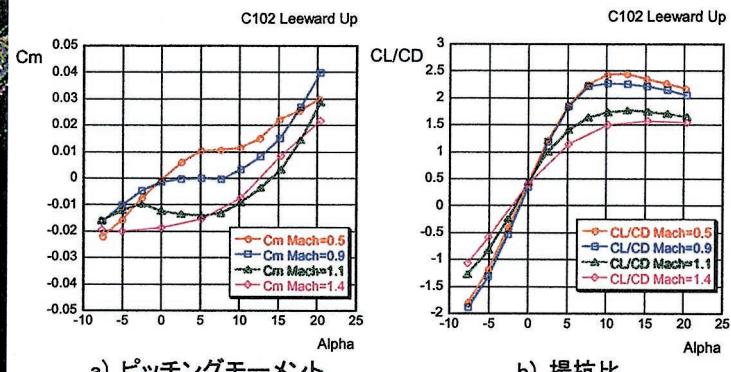


図8 NALリフティングボディC102 形状空力特性(マッハ数効果)

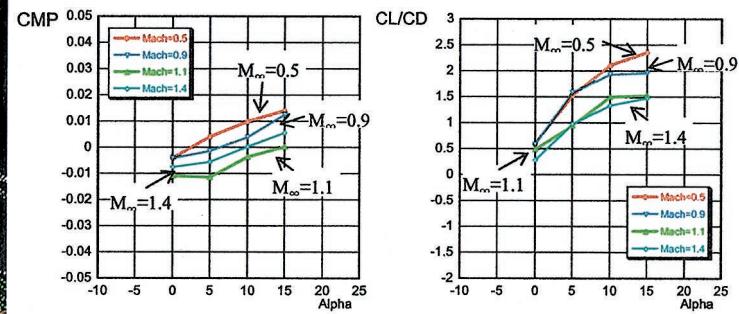


図9 X-38リフティングボディ形状空力特性(マッハ数効果)

### 4.まとめ

将来の宇宙往還輸送システム構築の一環として、リフティングボディ形態の再突入帰還時の遷／超音速空力特性の解析を実施した。CFDと実験は良好な一致を示し、形状変更効果の影響も精度よく捉えることが可能となった。今回のリフティングボディ形態の空力特性には、いまだ改善の余地を残しているものの、今後、より一層の空力性能の向上を目指した研究を実施してゆく予定である。

### 参考文献

- 1)Y. Yamamoto, T. Kai and K. Hozumi, "Numerical Rebuilding of Aerothermal Environments and CFD Analysis of Post Flight Wind Tunnel Tests for Hypersonic Flight Experiment HYFLEX", AIAA paper 2001-2899, June, 2001
- 2)Y. Yamamoto et al, "CFD Study of Aerodynamic Characteristics of Atmospheric Lifting Body Re-Entry vehicles from  $M_\infty=0.5$  to 4.0", ISTS 2002-e-29, 23rd ISTS Symposium, May 26 – June 2, 2002, Matsue, Japan
- 3)宇宙輸送プロジェクトCFD解析 平成13年度報告書 その1 CFD-H13-STP-TR-01, 平成13年8月
- 4)宇宙輸送プロジェクトCFD解析 平成13年度報告書 その2 CFD-H13-STP-TR-02, 平成14年3月