

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

リフティングボディ型再突入機形状を用いた
パネル法 (PANAIR) 解析精度評価 (縦3分力)

廣谷 智成, 川戸 博史

2004年10月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発資料
JAXA Research and Development Memorandum

リフティングボディ型再突入機形状を用いた
パネル法 (PANAIR) 解析精度評価 (縦3分力)

Evaluation of Prediction Using Panel Method (PANAIR):
Lifting-body Type Reentry Vehicle Case

廣谷 智成、川戸 博史
Tomonari HIROTANI, Hiroshi KAWATO

総合技術研究本部 新型航空機技術開発センター
Advanced Aircraft Technology Center
Institute of Space Technology and Aeronautics

2004年10月
October 2004

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

リフティングボディ型再突入機形状を用いた パネル法 (PANAIR) 解析精度評価 (縦3分力)*

廣谷智成*¹ 川戸博史*¹

Evaluation of Prediction Using Panel Method (PANAIR) : Lifting-body Type Reentry Vehicle Case *

Tomonari HIROTANI *¹, Hiroshi KAWATO *¹

Abstract

As a part of developing high-speed aerodynamic analysis tools, data relevant to a lifting-body type reentry vehicle have been used to evaluate calculations made by the panel method (PANAIR), which was modified to predict the coefficient of drag. Some of the relevant data came from calculations using computational fluid dynamics and some from wind tunnel tests. The evaluation determined the coefficients of lift, drag and pitching moment over the range from Mach 0.5 – 0.9 and at angles of attack from -7.5° – 20.0° .

The evaluation found that this method should be applied to the prediction of aerodynamic characteristics of a vehicle having a plane base without elevons on its base, in subsonic flight and at low angles of attack without flow separation. This method could not predict the effect of elevons of the vehicle, so where this is required, other methods should be combined with this method.

Keywords: Aerodynamic Design, Aerodynamics, Subsonic, Transonic, Lifting-body

概 要

簡易な空力特性推算ツール開発整備の一環として、抵抗係数の推算精度を向上させる手法を組み込んだ、既存推算ツールPANAIR (垂・超音速パネル法) による解析結果を、風洞試験結果及びCFD解析結果を用いて評価した。この評価は、リフティングボディ型再突入機形状を用いて、縦3分力 (CL, CD, Cm) について、マッハ数 $M=0.5$ 及び 0.9 、迎角 $\alpha = -7.5^\circ \sim 20.0^\circ$ の条件で行った。

評価の結果、PANAIRは胴体後端にエレボンを伴わない、ベース面が平面形のリフティングボディ型再突入機形状については、衝撃波を伴わず高迎角による剥離を伴わない場合には、概念設計に十分適用可能であることが分かった。また、PANAIRではリフティングボディ型再突入機形状の、エレボンの有無による効果を含めた空力特性の推算は困難であり、エレボンを伴ったリフティングボディ型再突入機形状の解析を行う場合には、エレボンの有無による効果を別に算出して加算する等の対策が必要であることが分かった。

記 号

	CL	: 揚力係数 ($=L/qS$)	
	Cm	: ピッチングモーメント係数 ($=m/qS_{lref}$)	
CD	: 抵抗係数 ($=D/qS$)	Cp	: 圧力係数 ($=(p-p^\infty)/q$)
CD0	: 有害抵抗係数 ($=D0/qS$)	D	: 抗力
CDb	: ベース抵抗係数 ($=Db/qS$)	D0	: 有害抵抗
CDf	: 摩擦抵抗係数 ($=Df/qS$)	Db	: ベース抵抗
CDi	: 誘導抵抗係数 ($=Di/qS$)	Df	: 摩擦抵抗
CDp	: 圧力抵抗係数 ($=Dp/qS$)	Di	: 誘導抵抗

* 平成16年9月27日 受付 (received 27 September, 2004)

*¹ 総合技術研究本部 新型航空機技術開発センター

(Advanced Aircraft Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

D_p	: 圧力抵抗
L	: 揚力
l_{ref}	: 縦基準長 (表3.1、表3.2参照)
M	: マッハ数
m	: ピッチングモーメント
p	: 圧力
p^∞	: 一様流圧力
q	: 一様流動圧
S	: 基準面積 (表3.1、表3.2参照)
X	: モーメント基準位置x座標 (表3.1、表3.2参照)
Y	: モーメント基準位置y座標 (表3.1、表3.2参照)
Z	: モーメント基準位置z座標 (表3.1、表3.2参照)
α	: 迎角

1. はじめに

次世代宇宙輸送を担うシステムとして、現在の使い切りロケットと比較して経済性と信頼性を高めた往還機が求められている。しかしながら、世界が置かれている状況を見渡していると多種多様な往還機システムのコンセプトが存在し、将来の宇宙往還機の輪郭が見えてこない。そのためブレークスルーが必要となる技術や、その定量的な改善の目標値を設定できない状況にある。

宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 将来宇宙輸送系研究センターでは、多様なコンセプトを設計評価し、将来目指すべき往還システムの研究開発の方向性とその定量的な目標値を設定することを目的として、設計評価ツールの研究開発を行っている。この設計評価ツールには、多様なコンセプトの中から、開発要求に応じて

最も適切なコンセプトを絞り込むことが要求される。このような検討は概念設計において実施されるものであり、この段階では精度を多少犠牲にしても、設計評価に要する時間を短縮することが重要かつ必要である。

この設計評価ツールは空力、推進等、複数のツールから構成されており、中でも空力特性推算ツールは最も重要なツールの一つである。設計評価ツールには短時間で設計評価を行うことが要求されているため、その一部を構成する空力特性推算ツールは、風洞試験やNavier-Stokes 方程式を基礎式としたComputational Fluid Dynamics (CFD) 解析と比較して、解析精度が多少劣っても短時間で解析ができることが必要である。そのため、様々な飛行速度域に応じた簡易な空力特性推算ツールの開発整備が不可欠である。

この簡易な空力特性推算ツール開発整備の一環として、抵抗係数の推算精度を向上させる手法を組み込んだ、既存推算ツールPANAIR (亜・超音速パネル法)¹⁾ による解析結果を、風洞試験結果及びCFD解析結果を用いて評価し、この推算ツールが概念設計に適用できる範囲を明らかにした。本稿ではこの結果について報告する。

解析精度評価を行うための形状としては、宇宙往還機の特徴である大きなベース面を有し、様々な条件での風洞試験結果、CFD解析結果が蓄積されているリフティングボディ型再突入機形状²⁾ を選んだ。

2. 評価対象、評価項目

評価の対象とした既存の空力特性推算ツール、評価に用いた形状、評価項目は以下に示すとおりである。

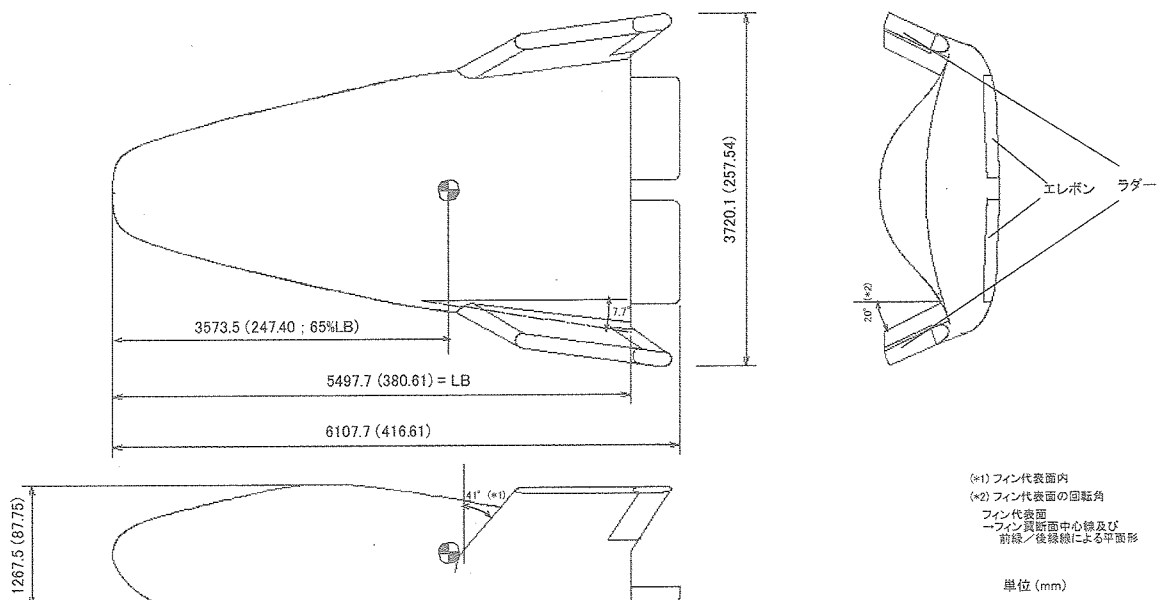


図2.1 リフティングボディ型再突入機形状三面図 (実機寸度、括弧内：模型寸度 (6.9%))

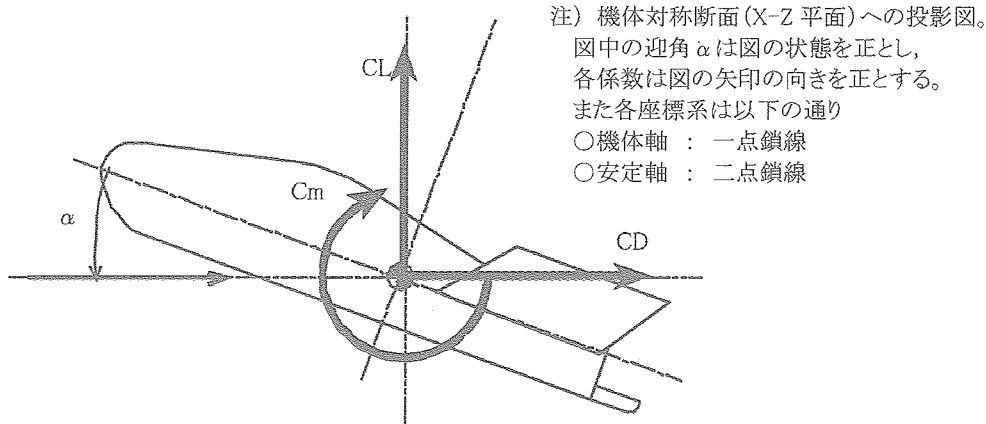


図2.2 縦特性及び迎角の定義

- ・推算ツール : PANAIR (垂・超音速パネル法)
- ・対象形状 : リフティングボディ型再突入機形状 (図2.1参照)
- ・評価項目 : 縦3分力 (CL, CD, Cm ; 各係数及び迎角は図2.2参照)

3. 検討条件

本検討では、リフティングボディ型再突入機形状の2種類の形状についてPANAIRによる解析を実施した。それらは、ベース面に舵面 (エレボン) が配置されていない形状 (以下、エレボンオフ形状) 及びベース面に舵面 (エレボン) が配置されている形状 (以下、エレボンオン形状) である。

PANAIRによる解析では、ベース面については適切なCp分布が得られないことが予想される。そのため、エ

レボンオフ形状についての解析結果を用いて、ベース面のCp値の影響が比較的小さいと考えられる、ベース面が単純な形状 (平面形) の場合についての解析精度評価を行い、また、エレボンオン形状についての解析結果を用いて、ベース面のCp値の影響が有意であると考えられる、ベース面に舵面が配置された場合についての解析精度評価を行った。これらの評価は、PANAIRによる解析結果と、風洞試験結果²⁾ 及びCFD解析結果³⁾ とを比較することにより行った。エレボンオン形状についての評価では、ベース面に配置された舵面の有無の効果に特に注目している。

エレボンオン形状及びエレボンオフ形状についてのPANAIRによる解析条件を表3.1及び表3.2にまとめる。

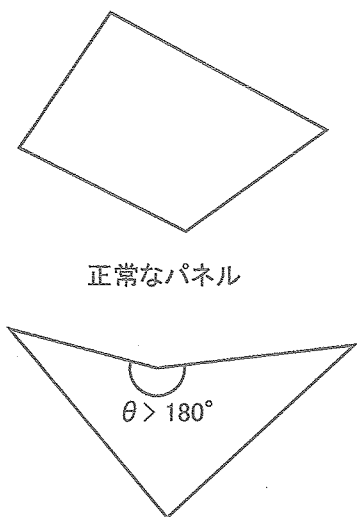
PANAIRでは、CL, Cmはベース部を除く部分のCpを積分することにより算出している。また、CDは仕様上、誘導抵抗CDiのみ求められる。そのため、有害抵抗CD0については、摩擦抵抗CDf、圧力抵抗CDpはDATCOM Method⁴⁾を用いて、ベース抵抗CDbはHoerner 2-D Model⁵⁾を用いて算出した。これにより算出した有害抵抗CD0とPANAIRによる誘導抵抗CDiを加算することによりCDを求めた。また、これにより算出した有害抵抗CD0は迎角に依存せず、エレボンオン形状の有害抵抗CD0算出については、エレボンが配置されたことによるベース面積の減少は考慮していない。

なお、流れが超音速である場合には、リフティングボディ型再突入機形状の様な鈍頭形状では離脱衝撃波を伴うため、PANAIRによる解析は困難である。

4. 評価結果

4.1 エレボンオフ形状について

エレボンオフ形状についての評価結果を以下に示す。同形状についての評価は、ベース面が単純な形状 (平面形) の場合についての評価である。



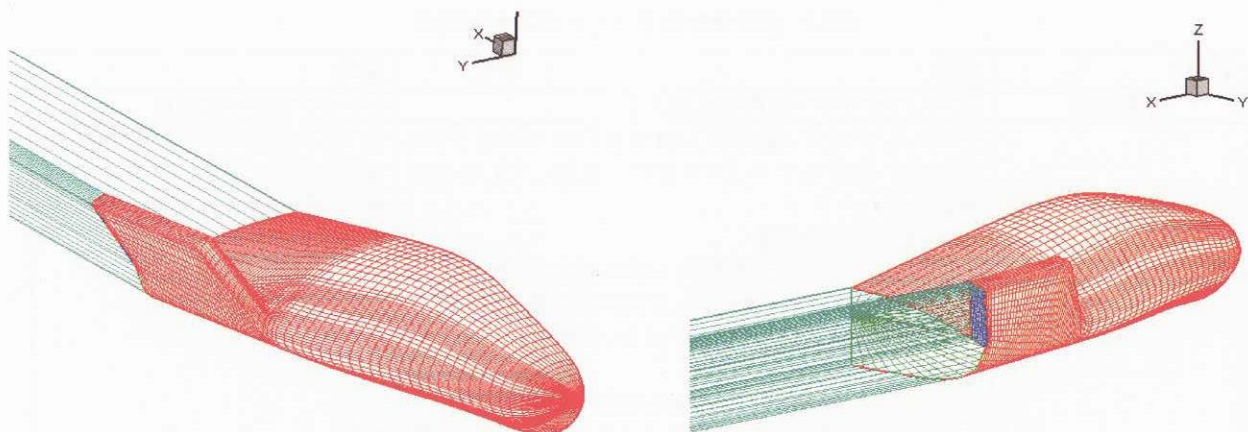
凸ではない頂点を持つパネル
図3.1 凸ではない頂点を持つパネル

表3.1 解析条件設定 (エレボンオフ形状)

項目	内容		備考
対象形状	リフティングボディ型再突入機形状		エレボンを省略した形状
解析モデル	<p>リフティングボディ型再突入機形状のCFD解析モデル³⁾より下記修正を施したものを使用。</p> <ul style="list-style-type: none"> ・エレボンを省略 →ウエイクの取り扱いを容易にするためエレボンを省略。なお、比較対象となる風試結果もエレボンを省略した形状についてのものである。 ・格子点を間引き →CFD解析モデルをそのまま適用した場合、パネル数が多すぎ、解析不可能であったため、胴体部分の格子点を一部間引き、胴体部分の格子点数を101(機体軸方向)×89(周方向)から76×63に変更。 ・フィン付け根付近の格子点一部修正 →機体上面のフィン付け根付近のパネルの一部がイビツになりすぎる問題が生じたため、格子点を一部修正。 ・フィン後端の形状変更 →CFD解析モデルでのフィン後端は半円筒形であったが、異常な解析解が導かれたため、平面形に変更。 ・胴体後端の格子点修正 →胴体後端付近のパネルの一部がイビツになりすぎ、また、凸ではない頂点を持つパネル(図3.1参照)が存在するという問題が生じたため、胴体後端の格子点を修正。 ・ベース部の格子点修正 →格子点数を減らすため、ベース部の格子点を中心と外周のみとした。 		図3.2に解析モデルの鳥瞰図を示す。
マッハ数 M	0.5, 0.9		リフティングボディ型再突入機風試条件 ²⁾ に対応。ただし、超音速はPANAIRによる解析が困難であるため除く。
迎角 α	-7.5, -5.0, -2.5, 0, 2.5, 5.0, 7.5, 10.0, 12.5, 15.0, 17.5, 20.0 [°]		リフティングボディ型再突入機風試条件に対応。
基準面積 S	0.0567 [m ²]		胴体平面形面積
基準長(縦) lref	0.3806 [m]		胴体長
モーメント基準点	X	0.2474 [m]	胴体先端から胴体長の65%位置
	Y	0.0 [m]	左右対称面上
	Z	0.0 [m]	胴体先端と同一高さ
縦3分力係数	CL, Cm	ベース部を除く部分のCpを積分することにより算出。	
	CD	PANAIRによるCDは誘導抵抗CDiのみ。摩擦抵抗CDf、圧力抵抗CDpはDATCOM Methodより、ベース抵抗CDbはHoerner 2-D Modelより算出。	

表3.2 解析条件設定 (エレボンオン形状)

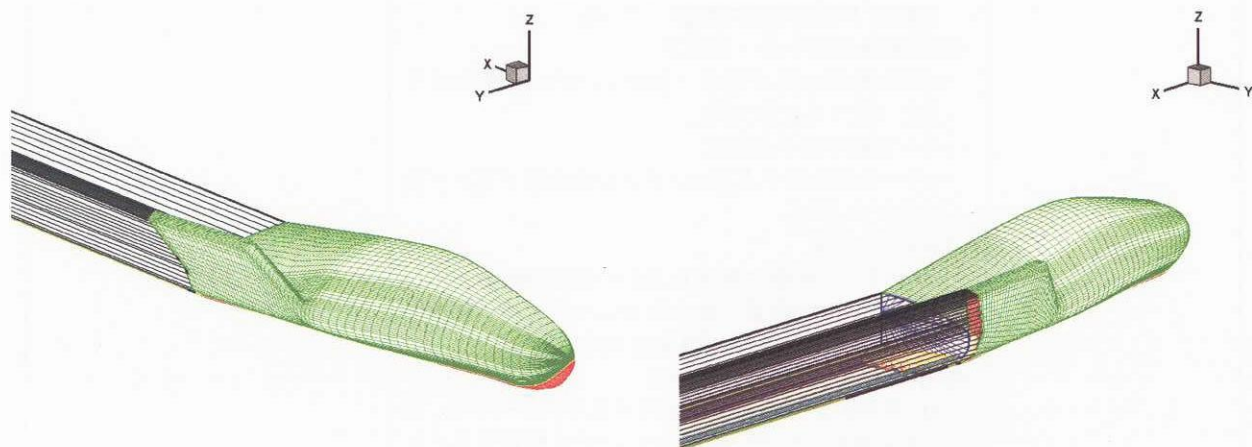
項目	内容	備考	
対象形状	リフティングボディ型再突入機形状	エレボンを伴った形状	
解析モデル	<p>リフティングボディ型再突入機形状 (エレボンオフ) の PANAIR 解析モデルより下記修正を施したものを使用。</p> <ul style="list-style-type: none"> ・エレボン下面を配置 →リフティングボディ型再突入機形状の CFD 解析モデルのエレボン下面の Y 方向の格子数を、胴体下面の格子数と整合性がとれるように間引いた面を配置。 ・エレボン上面、側面、後端面を配置 → CFD 解析モデルに相当するエレボンの上面、側面、後端面を配置。ただし、簡単のため上面、後端面は平面、側面は上下方向のみ曲率を持つ曲面としている (CFD 解析モデルでは、上面は平面であるが、側面、後端面は上下方向、前後方向の両方に曲率を持つ曲面となっている)。また、上面、側面の X 方向の長さは下面と同一とし、上面の Y 方向の格子数は下面と同様に間引いている。 ・胴体後端の格子点一部修正 →胴体後端の格子点の一部をエレボン前端的格子点と一致するように修正。 ・ベース面の格子点修正 →ベース面の格子点をエレボン前端的格子点と一致するように修正。 ・ウェイクの配置 →エレボンの両横に胴体後端から延びる幅 1 パネル分のウェイクを配置。他の部分については、胴体後端から延びるウェイクが自動生成される。 ・胴体のパネルグループを分割 →1 グループであった胴体のパネルグループを、エレボン及びエレボン両横のウェイクに接続するグループと、それ以外のグループの 2 グループに分割。 	図 3.3 に解析モデルの全体の鳥瞰図を示す。また、図 3.4 に解析モデルのベース面の鳥瞰図を示す。	
マッハ数 M	0.5	リフティングボディ型再突入機風試条件に対応。ただし、超音速は PANAIR による解析が困難であるため除く。 また、後述するが、エレボンオフ形状による評価結果から M=0.9 のケースについては PANAIR による精度の高い解析が困難であることが分かったため除く。	
迎角 α	-7.5, -5.0, -2.5, 0, 2.5, 5.0, 7.5, 10.0, 12.5, 15.0, 17.5, 20.0 [°]	リフティングボディ型再突入機風試条件に対応。	
基準面積 S	0.0567 [m ²]	胴体平面形面積	
基準長 (縦) lref	0.3806 [m]	胴体長	
モーメント基準点	X	0.2474 [m]	胴体先端から胴体長の 65%位置
	Y	0.0 [m]	左右対称面上
	Z	0.0 [m]	胴体先端と同一高さ
縦 3 分力係数	CL, Cm	ベース部を除く部分の Cp を積分することにより算出。	
	CD	PANAIR による CD は誘導抵抗 CDi のみ。摩擦抵抗 CDf、圧力抵抗 CDp は DATCOM Method より、ベース抵抗 CDb は Hoerner 2-D Model より算出。ただし、エレボンが配置されたことによるベース面積の減少は考慮していない。	



(a) 解析モデル鳥瞰図（前方より）

(b) 解析モデル鳥瞰図（後方より）

図3.2 リフティングボディ型再突入機形状（エレボンオフ形状） PANAIR解析用モデル



(a) 解析モデル鳥瞰図（前方より）

(b) 解析モデル鳥瞰図（後方より）

図3.3 リフティングボディ型再突入機形状（エレボンオン形状） PANAIR解析用モデル（全体）

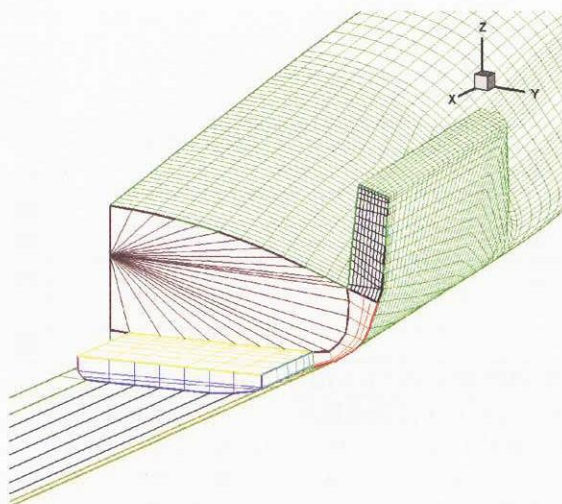


図3.4 リフティングボディ型再突入機形状（エレボンオン形状） PANAIR解析用モデル（ベース面）

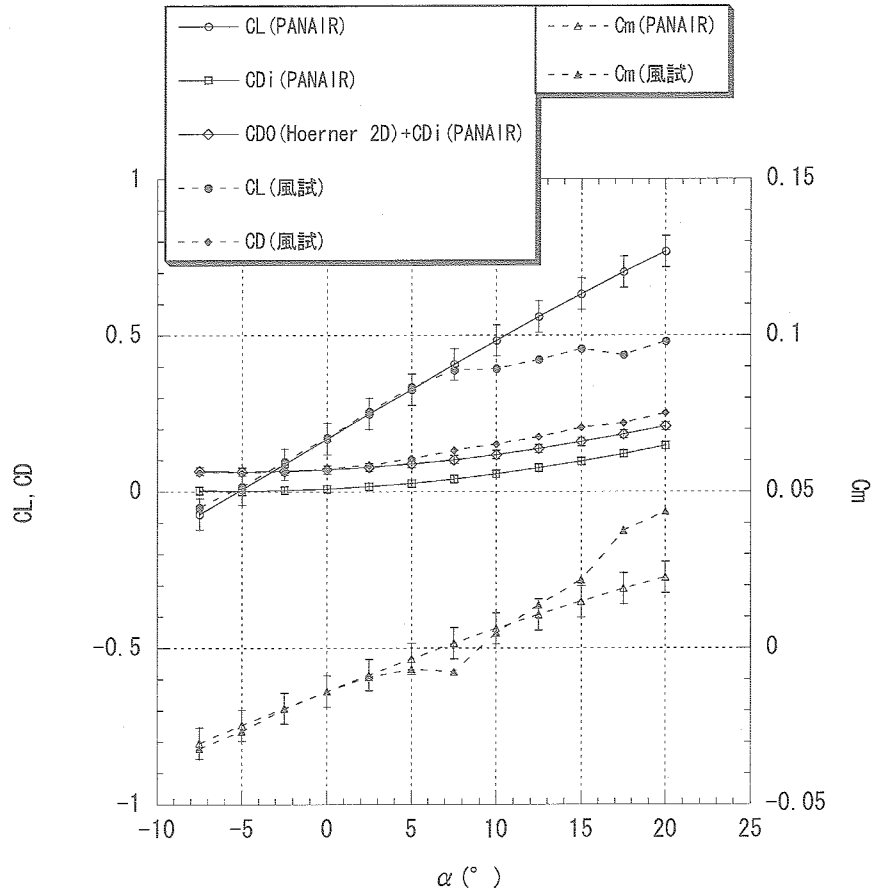


図4.1 PANAIR解析結果/風試結果 縦3分力比較 M=0.5 (エレボンオフ形状)

4.1.1 縦3分力比較

リフティングボディ型再突入機形状 (エレボンオフ形状) についてのPANAIRによる解析結果と風試結果との比較を以下に示す。

- ・ M=0.5 CL, CD, Cm ~ α : 図4.1
- ・ M=0.9 CL, CD, Cm ~ α : 図4.2

なお、上記図中には参考としてX-33空力推算誤差モデル⁶⁾ (以下、空力推算誤差) をエラーバーとして示した。同形状の風試結果との比較結果を以下にまとめる。

(1) M=0.5の場合について

- ・ CLは $\alpha = -7.5^\circ \sim 5.0^\circ$ の領域では若干、風試結果の方が大きな値となるが、比較的良好な一致を示している。 $\alpha = 7.5^\circ$ 以上の領域でPANAIRによる解析結果と風試結果の大小関係が逆転し、 $\alpha = 10.0^\circ$ 以上の領域でその差異は空力推算誤差よりも大きくなる。
- ・ Cmは $\alpha = -7.5^\circ \sim 5.0^\circ$ の領域で概ね良好に一致しているが、 $\alpha = 7.5^\circ$ 以上の領域ではPANAIRによる解析結果と風試結果の良好な一致は得られなかった。

- ・ CDはDATCOM Method及びHoerner 2-D Modelにより算出したCD0を加算することにより、 $\alpha = -7.5^\circ \sim 5.0^\circ$ の領域で概ね良好に一致している。 $\alpha = 7.5^\circ$ 以上の領域では風試結果の方がPANAIRによる解析結果に比べて大きく、その差異は空力推算誤差よりも大きい。

(2) M=0.9の場合について

- ・ CLは $\alpha = -7.5^\circ \sim 2.5^\circ$ の領域では風試結果の方が大きな値となり、その差異は空力推算誤差程度である。 $\alpha = 5.0^\circ \sim 20.0^\circ$ の領域では風試結果の方が小さな値となり、 $\alpha = 7.5^\circ$ 以上の領域ではその差異は空力推算誤差よりもかなり大きい。
- ・ Cmは $\alpha = -7.5^\circ \sim 5.0^\circ$ の領域で風試結果の方が小さな値となり、 $\alpha = 7.5^\circ$ 以上の領域で風試結果の方が大きな値となる。そして、その差異は空力推算誤差よりもかなり大きい。
- ・ CDは風試結果の方がPANAIRによる解析結果に比べて大きく、その差異は空力推算誤差よりも大きい。

以上より、PANAIRではM=0.5、 $\alpha = -7.5^\circ \sim 5.0^\circ$ の

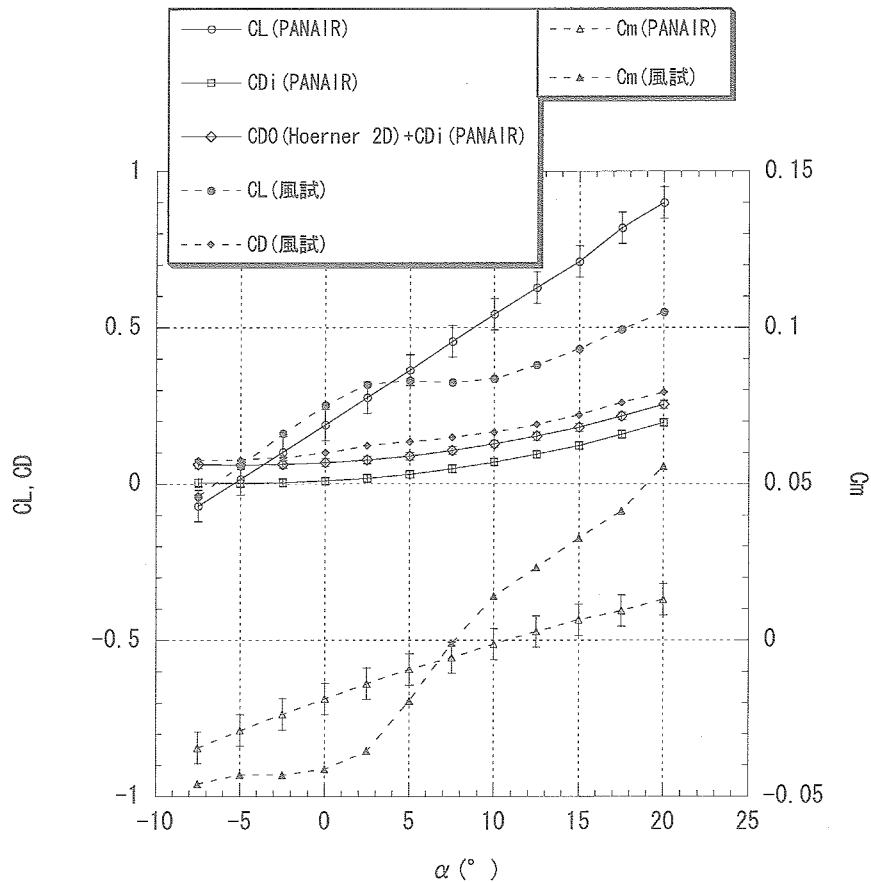


図4.2 PANAIR解析結果/風試結果 縦3分力比較 $M=0.9$ (エレボンオフ形状)

領域では、縦3分力について高い精度の推算が可能であるが、それ以外の場合には、縦3分力について高い精度の推算が困難であることが分かる。このことについて、さらに検討を行うために、 C_p 分布についてNavier-Stokes方程式を基礎式としたCFD解析結果との比較を実施した。これを次節に示す。

4.1.2 C_p 分布比較

リフティングボディ型再突入機形状(エレボンオフ形状)についてのPANAIRによる解析結果とNavier-Stokes方程式を基礎式としたCFD解析結果の C_p 分布の比較を以下に示す。ただし、CFD解析結果はベース面にエレボンを有するリフティングボディ型再突入機形状に関するものである。なお、CFDと風試の C_p 分布の比較は参考文献³⁾に示されているが、比較的良好に一致しているため、CFD解析結果は風試結果の解釈に十分適用可能である。

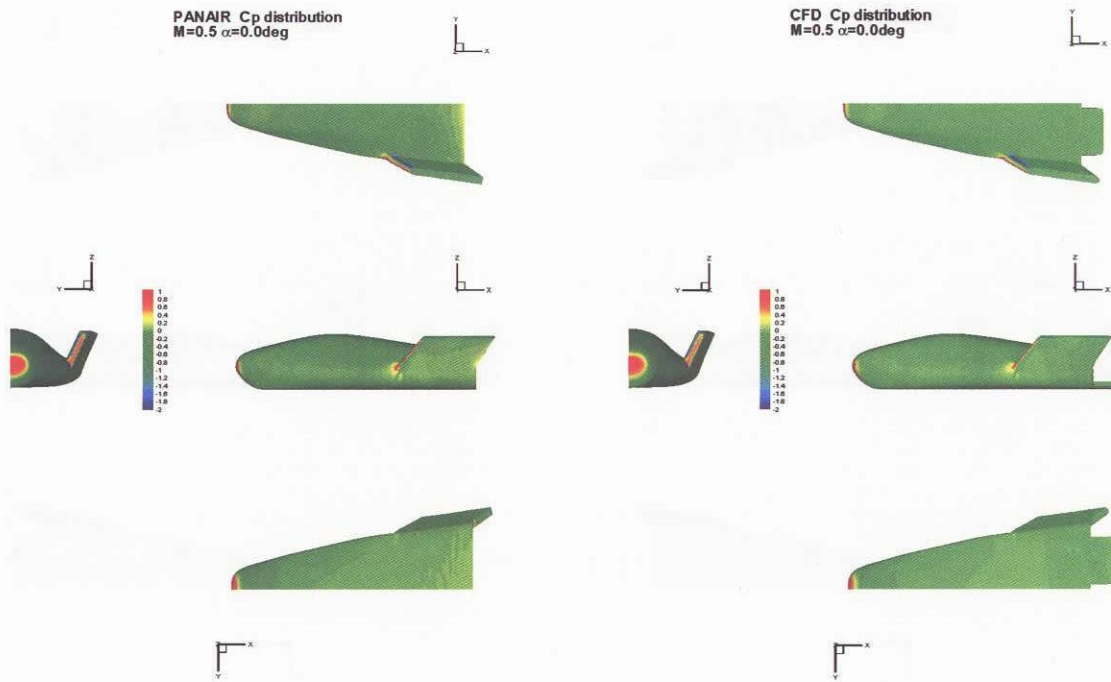
- ・ $M=0.5$ $\alpha=0.0^\circ$: 図4.3
- ・ $M=0.5$ $\alpha=10.0^\circ$: 図4.4
- ・ $M=0.9$ $\alpha=0.0^\circ$: 図4.5

・ $M=0.9$ $\alpha=10.0^\circ$: 図4.6

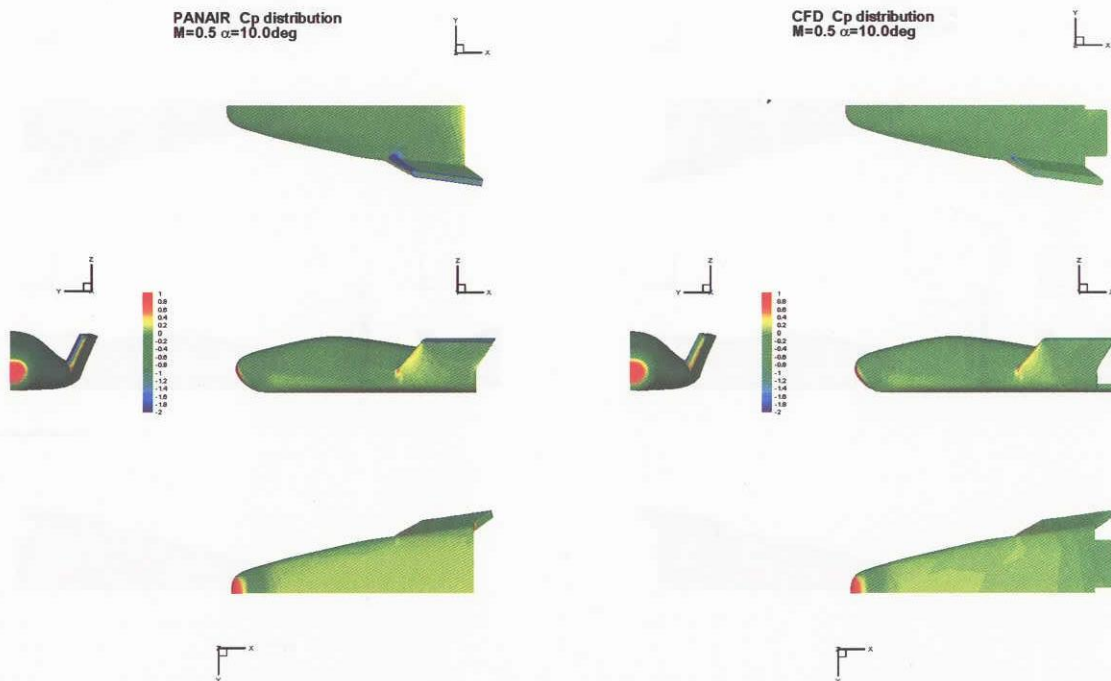
(1) $M=0.5$ の場合について

図4.3から $M=0.5$ 、 $\alpha=0.0^\circ$ の場合には、全体的にPANAIRによる結果の方が若干大きな C_p 値となるが、胴体後端部付近を除いて比較的良好に一致していることが分かる。胴体後端部においてはPANAIRによる結果の方が大きな C_p 値となっているが、胴体上下面とも同様でその程度も小さいことから、CL、 C_m に与える影響は小さく、その結果、PANAIRによるCL、 C_m は風試結果と良好な一致を示していると考えられる。なお、胴体後端部の不一致は全てのケースにおいて起こっているため後ほど議論する。

図4.4から $M=0.5$ 、 $\alpha=10.0^\circ$ の場合には、胴体のフィンよりも前方の部分においては $M=0.5$ 、 $\alpha=0.0^\circ$ の場合と同様に良好な一致を示すが、フィン内側前方部においてPANAIRによる C_p 分布の方が小さな値を示している。これはPANAIRでは剥離による圧力上昇を捉えていないためと考えられる。このことが原因となりPANAIRによるCLは風試結果よりも大きな値となると考えられる。また、この場合にPANAIRによる C_m が風試結果と良好



(a) PANAIR解析結果 (b) CFD解析結果
 図4.3 PANAIR解析結果/CFD解析結果 Cp分布比較 $M=0.5 \alpha=0.0^\circ$ (エレボンオフ形状)



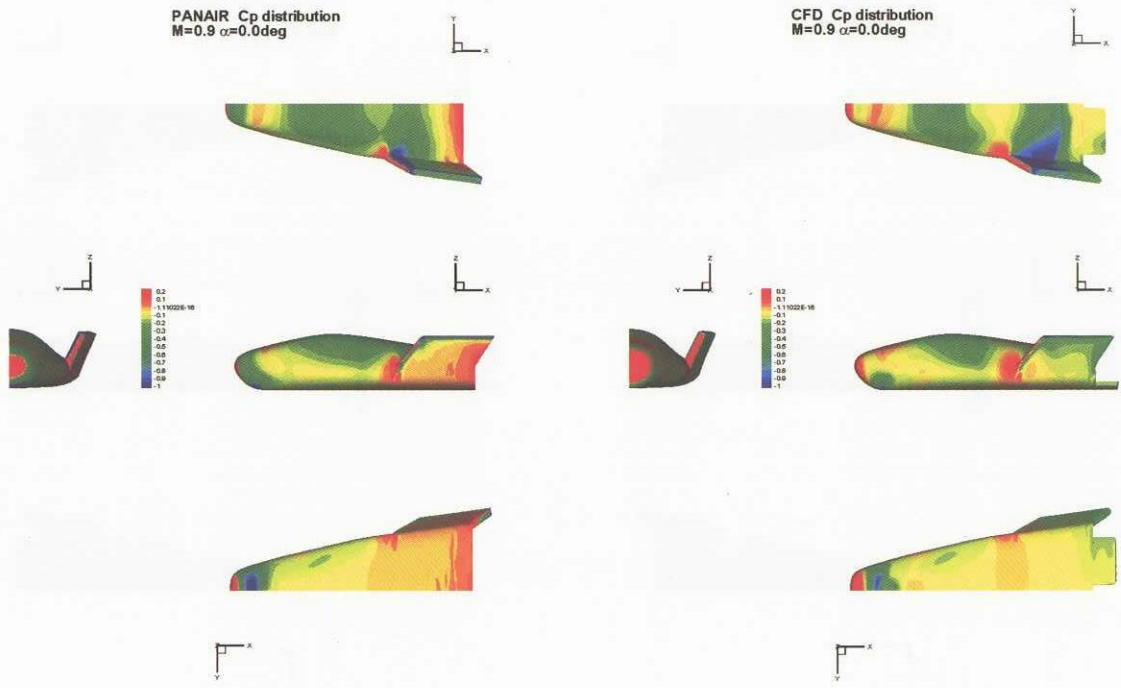
(a) PANAIR解析結果 (b) CFD解析結果
 図4.4 PANAIR解析結果/CFD解析結果 Cp分布比較 $M=0.5 \alpha=10.0^\circ$ (エレボンオフ形状)

に一致しているのは、PANAIRによるCp値が特に小さくなる領域が機体軸方向の重心付近であり、Cmに与える影響は小さいためと考えられる。

(2) M=0.9の場合について

図4.5、図4.6からM=0.9の場合には、特に胴体上面の

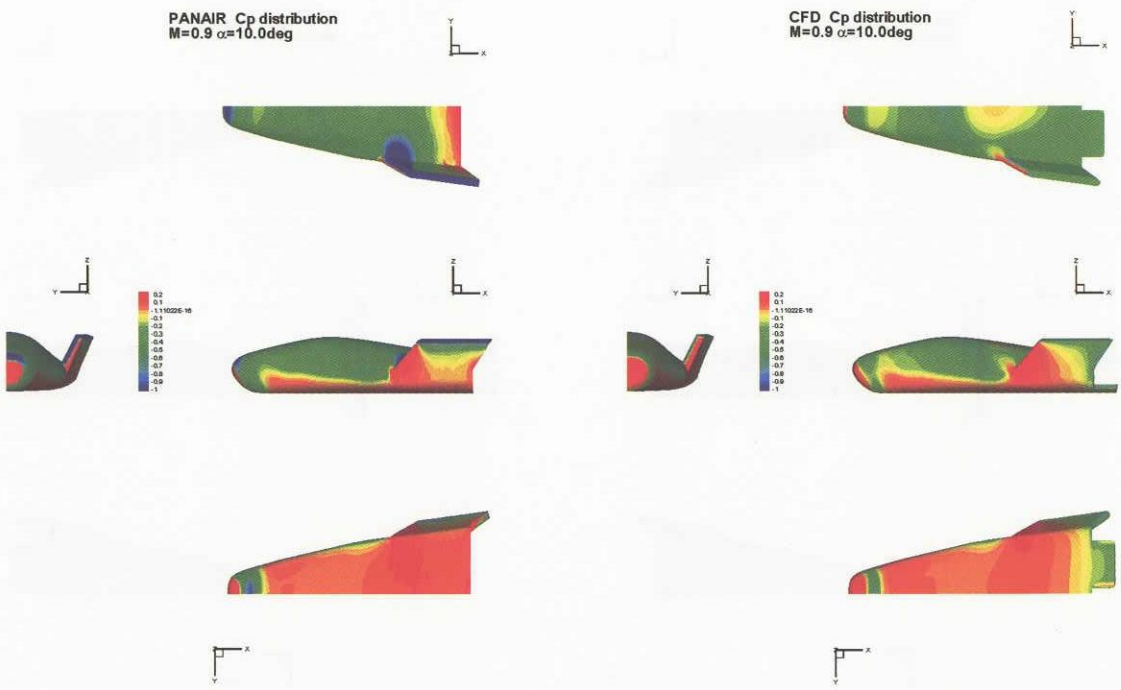
Cp分布がPANAIRによる解析結果とCFDによる解析結果とでは大きく異なっていることが分かる。これは胴体上面に形成された衝撃波（胴体先端から胴体長の50%位置付近；図4.7、図4.8参照）背後のCp値の大きな領域及び、その後流の再膨張によるCp値の小さな領域をCFDは捉えているが、PANAIRでは捉えていないため



(a) PANAIR解析結果

(b) CFD解析結果

図4.5 PANAIR解析結果/CFD解析結果 Cp分布比較 M=0.9 $\alpha=0.0^\circ$ (エレボンオフ形状)



(a) PANAIR解析結果

(b) CFD解析結果

図4.6 PANAIR解析結果/CFD解析結果 Cp分布比較 M=0.9 $\alpha=10.0^\circ$ (エレボンオフ形状)

ある。その結果、風試結果においても衝撃波背後のCp値の大きな領域よりも再膨張によるCp値の小さな領域の方が6分力に関して支配的であると考えられる $\alpha=0.0^\circ$ の場合には、PANAIRによるCLは風試結果のCLよりも小さな値となり、PANAIRによるCmは風試結果のCmよりも大きく、PANAIRによる解析結果の方がピ

ッチアップとなる。そして、風試結果において $\alpha=0.0^\circ$ の場合とCp分布に関して逆の傾向を示すと考えられる $\alpha=10.0^\circ$ の場合にはPANAIRによるCLは風試結果のCLよりも大きな値となり、PANAIRによるCmは風試結果のCmよりも小さく、PANAIRによる解析結果の方がピッチダウンとなる。さらに $\alpha=10.0^\circ$ の場合にはPANAIR

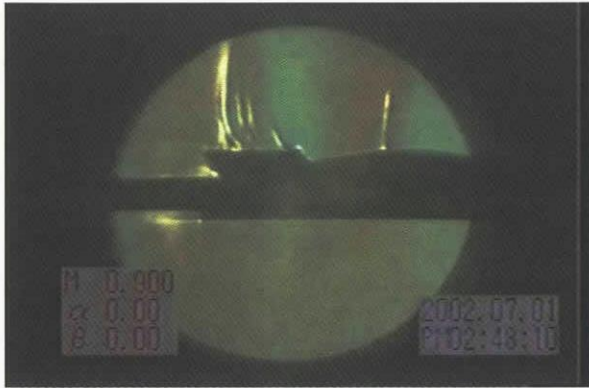


図4.7 シュリーレン画像 $M=0.9$ $\alpha=0.0^\circ$
(FY14 リフティングボディ風試 遷音速・力試験より)

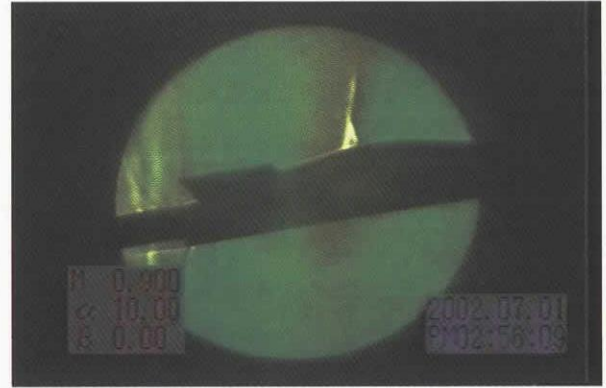
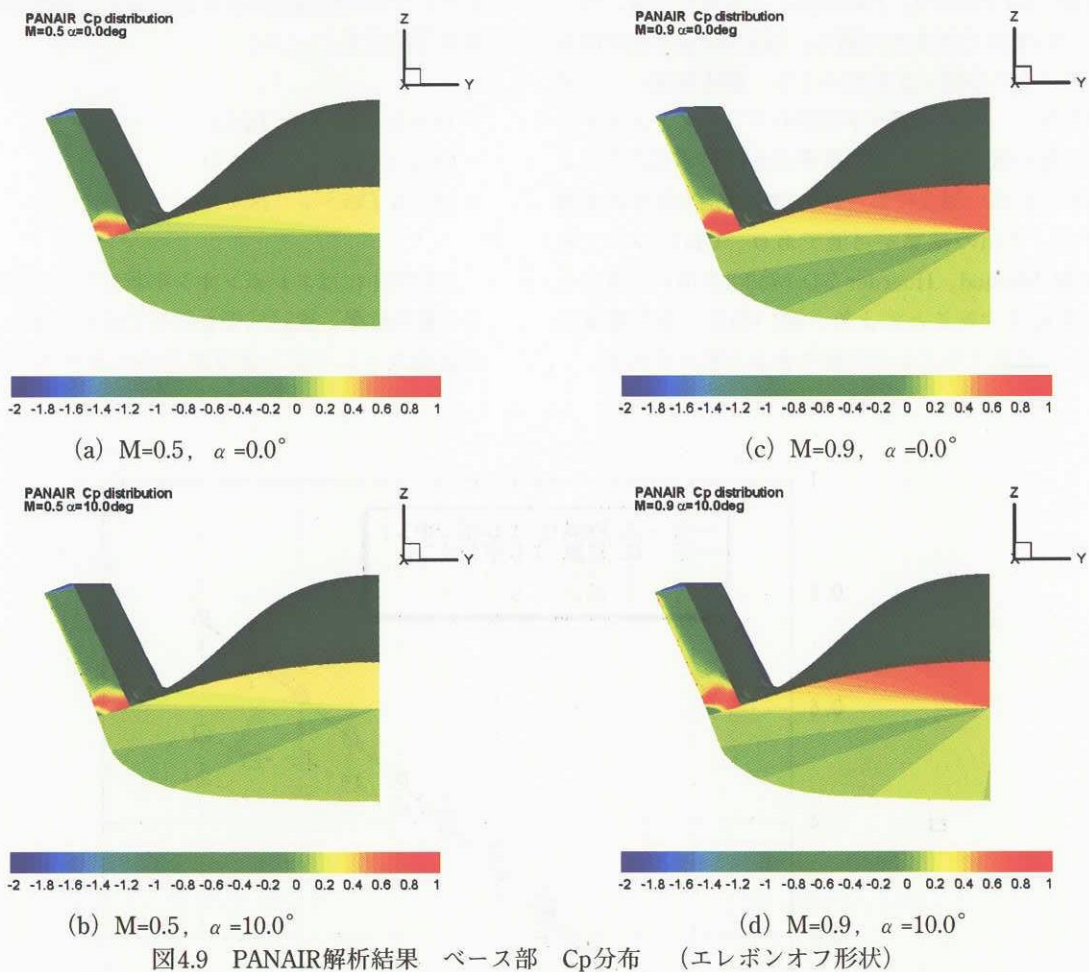


図4.8 シュリーレン画像 $M=0.9$ $\alpha=10.0^\circ$
(FY14 リフティングボディ風試 遷音速・力試験より)



ではフィン内側前方部の剥離による圧力上昇も捉えられていないため、PANAIRによるCLと風試結果のCLの差異は大きなものになっている。

(3) 胴体後端部の不一致について

ここで、全てのケースで起こっている胴体後端部の不一致について検討する。図4.9にPANAIRによるベース

部のCp分布を示すが、この図からベース部のCp値が0.04~0.7程度と実現象よりもかなり大きな値となっており (実現象においてベース部は負圧; 参考文献²⁾ 参照)、特にベース上部のCpが大きな値となっている。そして、マッハ数が大きいほどその傾向は顕著である。ベース部のCpが大きな値になると、ベース部に隣接する領域、つまり、胴体後端部付近もその影響を受けCpが

大きな値になると考えられる。M=0.5の場合にはその程度が小さいため機体全体のCL、Cmへの影響は小さいと考えられるが、M=0.9の場合には無視することができない程度であると考えられる。

以上より、亜音速で迎角の小さな場合、つまり、剥離や衝撃波を伴わない場合には、リフティングボディ型再突入機形状についても PANAIRによるCp分布はCFDによる解析結果と比較的良好に一致しており、6分力レベルではPANAIRによる高い精度の推算が可能であると考えられる。

4.1.3 エレボンオフ形状についての評価まとめ

4.1.1節、4.1.2節より、PANAIRによる解析では、ベース面については予想された通り、適切なCp分布が得られないが、この影響が比較的小さな、胴体後端にエレボンを伴わない、ベース面が平面形のリフティングボディ型再突入機形状については、衝撃波を伴わず高迎角による剥離を伴わない場合には、高い精度（空力推算誤差程度）でCL、Cmの推算が可能であり、CDについても DATCOM Method、Hoerner 2-D Modelを用いて算出したCD0を加算することにより、高い精度（空力推算誤差程度）で推算することが可能であると考えられる。

このことから、PANAIRは胴体後端にエレボンを伴わない、ベース面が平面形のリフティングボディ型再突入機形状については、衝撃波を伴わず高迎角による剥離を伴わない場合には、概念設計に十分適用可能であると考えられる。

4.2 エレボンオン形状について

エレボンオン形状についての評価結果を以下に示す。同形状についての評価は、ベース面に配置されたエレボンの有無の効果に特に注目した評価である。

4.2.1 縦3分力比較

リフティングボディ型再突入機形状(エレボンオン形状)についてのPANAIRによる解析結果と風試結果との比較を以下に示す。

- ・ M=0.5 CL $\sim\alpha$: 図4.10
- ・ M=0.5 CD $\sim\alpha$: 図4.11
- ・ M=0.5 Cm $\sim\alpha$: 図4.12

上記図中にはエレボンオン形状についてのPANAIRによる解析結果、風試結果も併せて示す。また、上記図中には参考として空力推算誤差をエラーバーとして示し

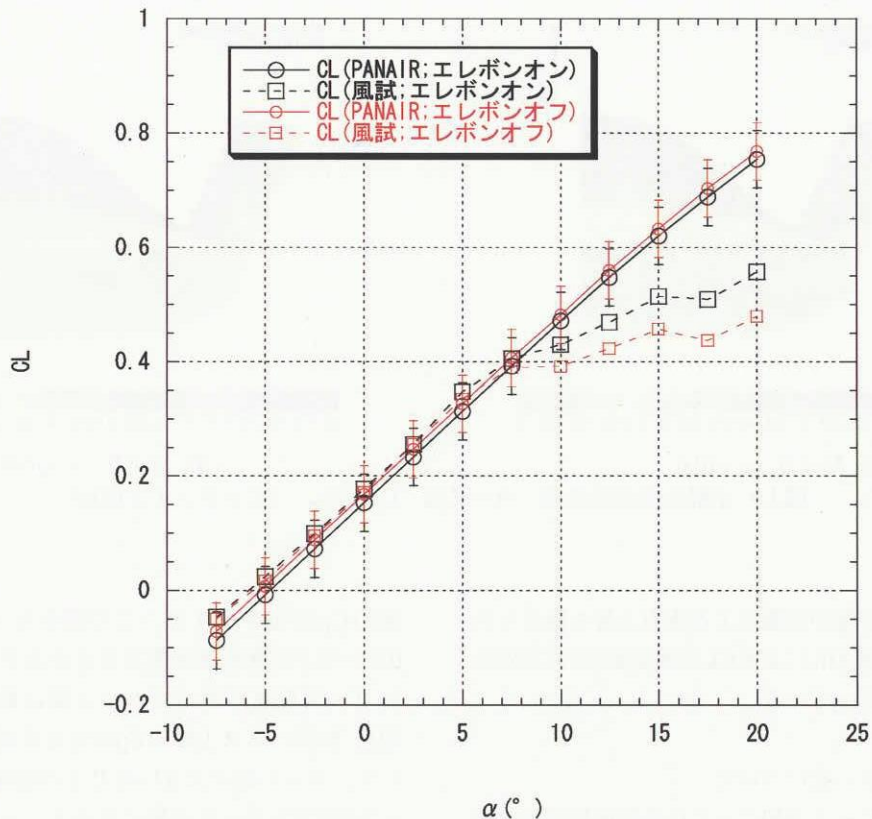


図4.10 PANAIR解析結果/風試結果 CL比較 M=0.5

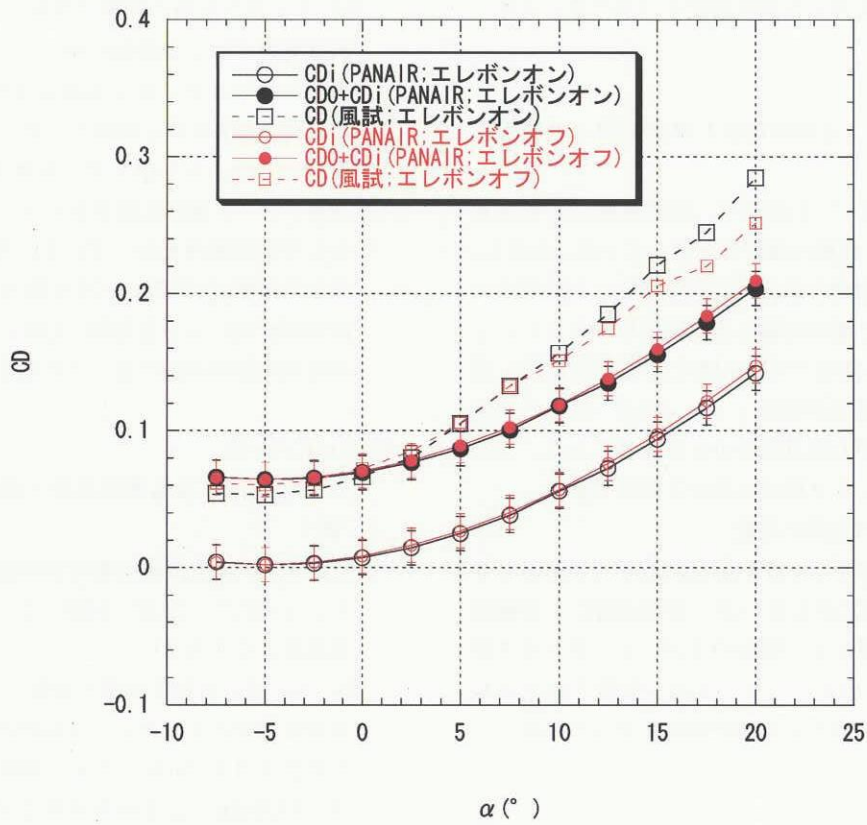


図4.11 PAN AIR解析結果/風試結果 CD比較 M=0.5

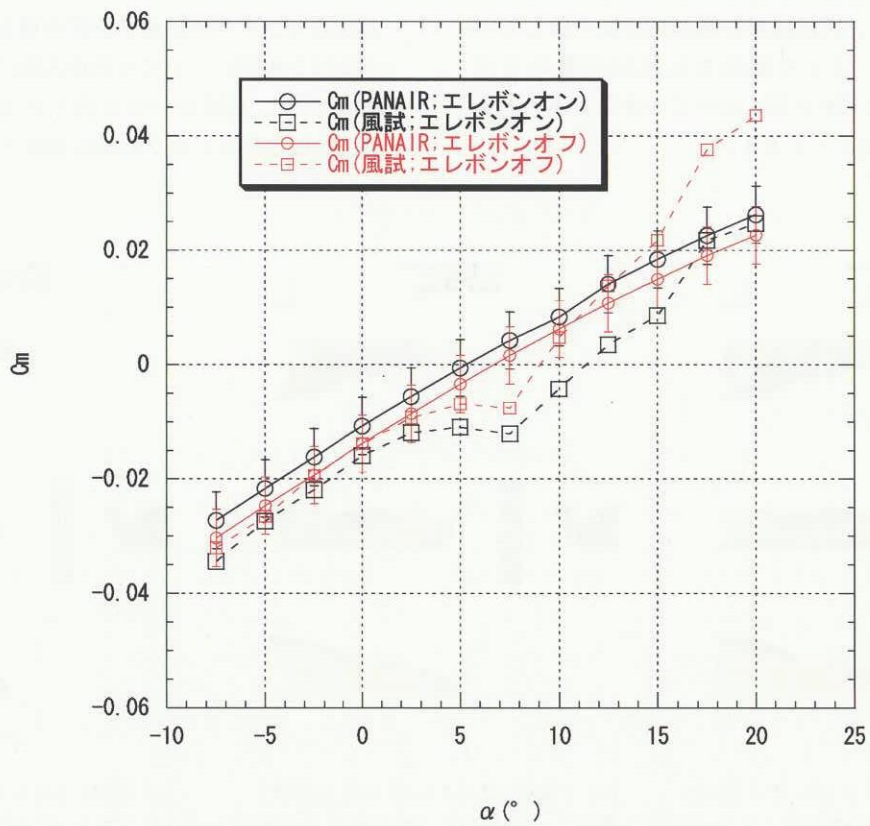


図4.12 PAN AIR解析結果/風試結果 Cm比較 M=0.5

た。同形状の風試結果との比較結果を以下にまとめる。

(1) CLについて

(a) PANAIRによる解析結果と風試結果との直接比較

$\alpha = -7.5^\circ \sim 7.5^\circ$ では若干、風試結果の方が大きな値になるが、比較的良好に一致している。ただし、エレボンオン形状の場合と比較すると、PANAIRによる解析結果と風試結果との差異はやや大きい。 $\alpha = 10.0^\circ$ 以上の領域でPANAIRによる解析結果と風試結果の大小関係が逆転し、 $\alpha = 12.5^\circ$ 以上の領域でその差異は空力推算誤差よりも大きくなる。この傾向はエレボンオフ形状の場合と同様である。

(b) エレボン有無の効果の比較

風試結果ではエレボンオン形状の方が、エレボンオフ形状よりもCLが大きいですが、PANAIRによる解析結果ではエレボンオン形状の方が、エレボンオフ形状よりもCLが小さく、ベース面に配置されたエレボンの有無の効果として逆の傾向となっている。

(2) CDについて

(a) PANAIRによる解析結果と風試結果との直接比較

DATCOM Method及びHoerner 2-D Modelにより算出した CD_0 を加算することにより、 $\alpha = -7.5^\circ \sim 2.5^\circ$ の領域で、風試結果と概ね良好に一致している。 $\alpha = 5.0^\circ$ 以上の領域では風試結果の方がPANAIRによる解析結果に比べて大きく、その差異は空力推算誤差よりも大きい。

(b) エレボン有無の効果の比較

風試結果では α の増加に伴って、エレボンオン形状の方が、エレボンオフ形状よりもCDが大きくなるが、PANAIRでは α の増加に伴って、エレボンオン形状の方が、エレボンオフ形状よりもCDが小さくなり、ベース面に配置されたエレボンの有無の効果として逆の傾向となっている。風試結果とPANAIRによる解析結果では、CLに関するエレボンの有無の効果は逆になった結果、 CD_i についてもエレボンの有無の効果は逆になったためと考えられる。

(3) C_m について

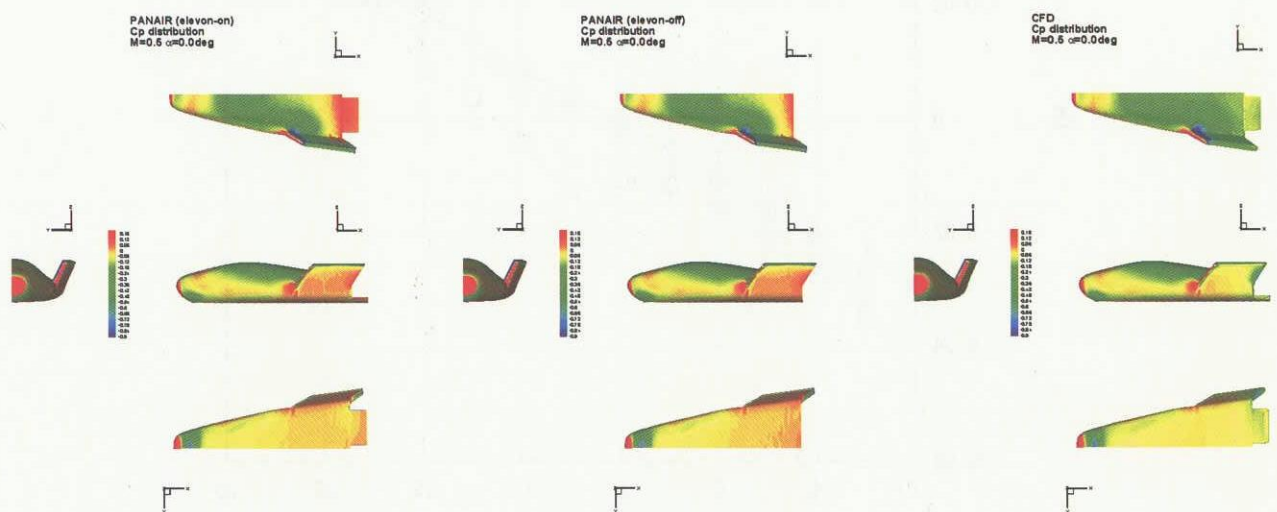
(a) PANAIRによる解析結果と風試結果との直接比較

PANAIRによる解析結果の方が風試結果よりも大きく、 $\alpha = 17.5^\circ, 20.0^\circ$ を除いて、その差異は空力推算誤差よりも大きい。

(b) エレボン有無の効果の比較

風試結果ではエレボンオン形状の方が、エレボンオフ形状よりも C_m が小さく、機首下げとなっているが、PANAIRによる解析結果ではエレボンオン形状の方が、エレボンオフ形状よりも C_m が大きく、機首上げとなっている。これはエレボンの有無の効果としては逆の傾向となっている。

以上より、エレボンオフ形状の場合と比較すると、エレボンオン形状についてはPANAIRによる解析結果と風試結果の間に良好な一致は得られなかった。さらに、PANAIRによるエレボン有無の効果は風試結果とは逆の



(a) PANAIR (エレボンオン形状) (b) PANAIR (エレボンオフ形状) (c) CFD (エレボンオン形状)

図4.13 PANAIR (エレボンオン形状) /PANAIR (エレボンオフ形状) /CFD (エレボンオン形状)

Cp分布比較 $M=0.5 \alpha=0.0^\circ$

傾向となった。このことについて、さらに検討を行うために、 C_p 分布についてNavier-Stokes 方程式を基礎式としたCFD解析結果との比較を実施した。これを次節に示す。

4.2.2 C_p 分布比較

PANAIR解析結果 (エレボンオン形状) /PANAIR解析結果 (エレボンオフ形状) /CFD解析結果 (エレボンオン形状) の C_p 分布の比較を以下に示す。なお、CFDと風試の C_p 分布の比較は参考文献³⁾に示されているが、比較的良好に一致しているため、CFD解析結果は風試結果の解釈に十分適用可能である。

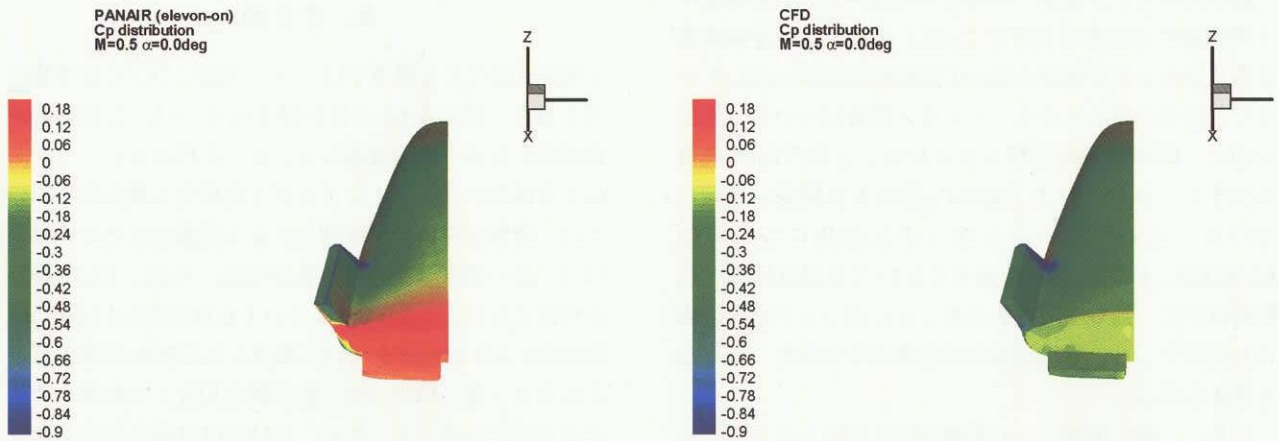
- ・ $M=0.5 \alpha=0.0^\circ$ (機体全体) : 図4.13
- ・ $M=0.5 \alpha=0.0^\circ$ (ベース部) : 図4.14

・ $M=0.5 \alpha=10.0^\circ$ (機体全体) : 図4.15

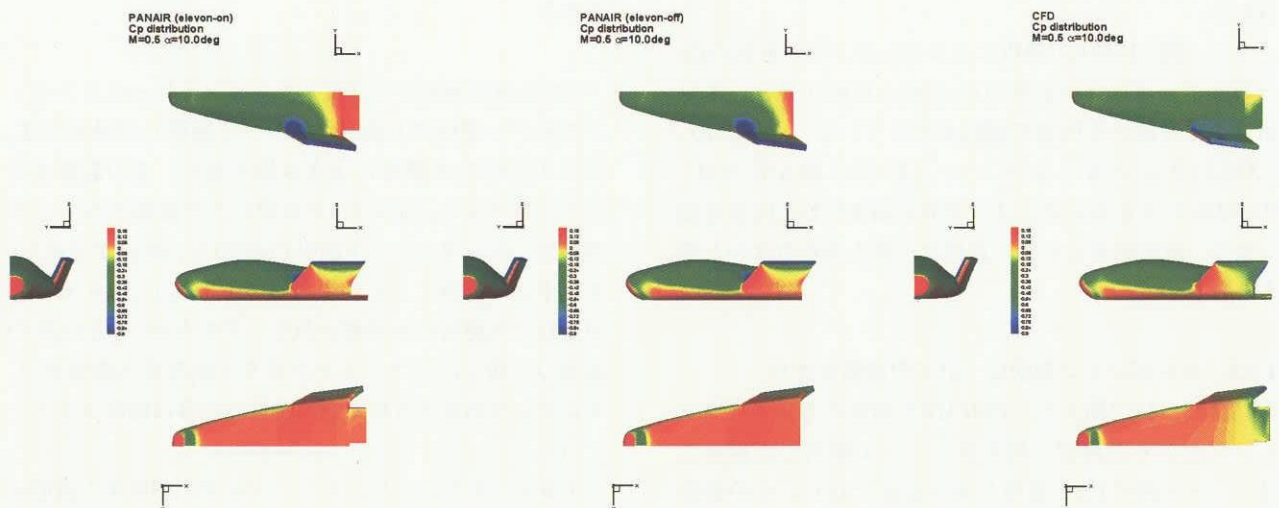
(1) エレボンの有無の効果について

図4.13及び図4.15のエレボン部分に注目すると、CFD結果ではエレボン上面の C_p がエレボン下面の C_p と比較して小さくなっているが、PANAIRによる解析結果ではエレボン上面の C_p がエレボン下面の C_p と比較して大きくなっていることが分かる。図4.14からCFDによる解析結果ではベース部の C_p が負の値である (風試結果においてもベース部は負圧; 参考文献²⁾参照) のに対し、PANAIRによる解析結果ではベース部の C_p 値が0.08以上と異常に大きな値になっていることが分かる。

PANAIRではベース部の C_p が異常に大きな値になると、ベース部に隣接するエレボン上面はその影響を受け、 C_p が異常に大きな値になると考えられる。そのため、



(a) PANAIR (エレボンオン形状) (c) CFD (エレボンオン形状)
 図4.14 PANAIR (エレボンオン形状) /CFD (エレボンオン形状) C_p 分布比較 (ベース部) $M=0.5 \alpha=0.0^\circ$



(a) PANAIR (エレボンオン形状) (b) PANAIR (エレボンオフ形状) (c) CFD (エレボンオン形状)
 図4.15 PANAIR (エレボンオン形状) /PANAIR (エレボンオフ形状) /CFD (エレボンオン形状)
 C_p 分布比較 $M=0.5 \alpha=10.0^\circ$

エレボンの上下面のCp値の大小関係が風試結果とは逆転し、その結果CL, Cmに関するエレボンの有無の効果として、PANAIRによる解析結果と風試結果とは逆の傾向が現れていると考えられる。

さらに、CLに関するエレボンの有無の効果が、PANAIRによる解析結果と風試結果で逆になった結果、CDiに関してもエレボンの有無の効果が、PANAIRによる解析結果と風試結果で逆の傾向になったと考えられる。

また、PANAIRによる解析結果では、エレボンが配置されたことによるベース抵抗の減少を考慮していないため、風試結果とは異なり、 $\alpha = 0.0^\circ$ 以下においても、エレボンオン形状のCDとエレボンオフ形状のCDの差が非常に小さいと考えられる。

(2) 縦3分力の不一致について

図4.13から、 $\alpha = 0.0^\circ$ の場合には全体的にPANAIRによる結果の方が若干大きなCp値となるが、胴体後端部付近及びエレボン部分を除いて比較的良好に一致していることが分かる。しかし、エレボン部分については先述の通り、CFD結果と比較してエレボン上面のCpが異常に大きく、エレボン上下面のCp値の大小関係が逆転している。そのため、エレボンオン形状についてのPANAIRによるCLは、低迎角においては風試結果と比較的良好に一致しているものの、エレボンオフ形状の場合と比較すると、風試結果との差異はやや大きくなったと考えられる。

さらに、重心位置からの距離の大きなエレボンの上下面のCp値の大小がPANAIRによる解析結果と風試結果とで逆転したため、低迎角においてもPANAIRによるCmは風試結果のCmと良好な一致は得られないと考えられる。

また、図4.15のPANAIRによるエレボンオン形状のCp分布とエレボンオフ形状のCp分布を比較すると、エレボン部分を除いて同様の傾向を示している。そのため、PANAIRによるエレボンオン形状の縦3分力は、PANAIRによるエレボンオフ形状の縦3分力と同じ原因により、風試結果との間に良好な一致を得られないと考えられる。

4.2.3 エレボンオン形状についての評価まとめ

4.2.1節、4.2.2節より、PANAIRの通常の方法でリフティングボディ型再突入機形状について解析した場合には、ベース面のCpが異常に大きな値となり、その影響を受けたエレボンの上面のCpが異常に大きな値となる。その結果、エレボンの上下面のCp値の大小関係が逆転し、エレボンの有無による効果として縦3分力に与える

影響が逆転した解析結果が導かれる。そのため、PANAIRの通常の方法ではリフティングボディ型再突入機形状の、エレボンの効果を含めた空力特性の推算は困難である。

PANAIRを用いてエレボンを伴ったリフティングボディ型再突入機形状の解析を行う場合には、以下に示すような対策が必要である。

- ・エレボンの効果を風試結果や他機例を用いて調べ、PANAIRによるエレボンを省略したリフティングボディ型再突入機形状についての解析結果にエレボンの有無の効果を加算する。
- ・ベース圧の値を外部から取り込むためのアルゴリズムをPANAIRに組み込む。取り込むためのベース圧の値は風試結果や他機例をもとにして推算する。

5. まとめ

・PANAIRによる解析では、ベース面については予想された通り、適切なCp分布が得られないが、この影響が比較的小さな、胴体後端にエレボンを伴わない、ベース面が平面形のリフティングボディ型再突入機形状については、衝撃波を伴わず高迎角による剥離を伴わない場合には、高い精度（空力推算誤差程度）でCL, Cmの推算が可能である。また、CDについてもDATCOM Method、Hoerner 2-D Modelを用いて算出したCD0を加算することにより、高い精度（空力推算誤差程度）で推算することが可能である。そのため、PANAIRは胴体後端にエレボンを伴わない、ベース面が平面形のリフティングボディ型再突入機形状については、衝撃波を伴わず高迎角による剥離を伴わない場合には、概念設計に十分適用可能である。

・PANAIRの通常の方法で、エレボンを伴ったリフティングボディ型再突入機形状について解析した場合には、ベース面のCpが異常に大きな値となり、その影響を受けたエレボンの上面のCpが異常に大きな値となる。その結果、エレボンの上下面のCp値の大小関係が逆転し、エレボンの有無による効果として縦3分力に与える影響が逆転した解析結果が導かれる。そのため、PANAIRの通常の方法ではリフティングボディ型再突入機形状の、エレボンの効果を含めた空力特性の推算は困難である。

・エレボンを伴ったリフティングボディ型再突入機形状の解析を行う場合には、エレボンの効果を風試結果や他機例を用いて推算し、エレボンを伴わないリフティングボディ型再突入機形状についての解析結果に加算するな

どの対策が必要である。これを行えばエレボンを伴わないリフティングボディ型再突入機形状については、条件付きではあるがPAN AIRによって高い精度の推算が可能であるため、エレボンを伴ったリフティングボディ型再突入機形状についても、PAN AIRを用いた推算は概念設計に適用可能になると考えられる。

6. 参考文献

- 1) A502I User's Manual-PAN AIR Technology Program for Solving Problems of Potential Flow about Arbitrary Configurations, Boeing Document No.D6-54703, 1992
- 2) 川戸博史, 渡辺重哉, 藤井謙司; リフティングボディ型再突入機 遷音速, 超音速及び極超音速風洞試験, NAL TR-1468, 2003
- 3) 山本行光, 川戸博史, 渡辺重哉, 藤井謙司; 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, NAL SP-57, 2003, pp140-143
- 4) D. E. Hoak, R. D. Finck; USAF STABILITY AND CONTROL DATCOM, 1960, Revised
- 5) Stephen A. Whitmore, Jonathan W. Naughton; Drag Reduction on Blunt-Based Vehicles Using Forebody Surface Roughness, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 39, No. 4, 2002, pp596-604
- 6) Brent R. Cobleigh; Development of the X-33 Aerodynamic Uncertainty Model, NASA/TP-1998-206544, 1998

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-04-005

発行日 2004年10月6日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

〈本資料に関するお問い合わせ先〉

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency