

# 数値シミュレーションを用いた宇宙往還機空力設計

山本 行光\* 和田 安弘\* 高梨 進\* 石黒 満津夫\*\*

Aerodynamic Design of A Space Vehicle Using The Numerical Simulation Technique

by

Yukimitsu YAMAMOTO, Yasuhiro WADA, Susumu TAKANSHI

National Aerospace Laboratory

Mitsuo ISHIGURO

Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

## ABSTRACT

Optimization of the aerodynamic configuration of a space vehicle (HOPE) is conducted by using several numerical simulation codes in the transonic and hypersonic speed ranges. Design requirements are set on the longitudinal aerodynamic characteristics in the transonic speed and the aerodynamic heat characteristics in the hypersonic speed. This paper describes the procedure of the optimization of aerodynamic configurations by using the numerical simulation technique as an effective design tool. Analysis shows the good aerodynamic characteristics of the final configuration and hence validity of our optimization.

### 1. はじめに

宇宙往還機では、低速域から極超音速域までの幅広い速度域を飛行することが要求されるため、それぞれの速度域での相異なる性能を満足することが要求される。また、その飛行範囲の中には極超音速領域の様  
に地上の試験設備では飛行状態を完全には模擬できない領域も存在する。このため、宇宙往還機の空力設計に於いては数値シミュレーションは極めて有効な設計手段となる。そこで三菱重工への宇宙開発事業団委託作業として受注した平成4年度HOPE空力設計を、NAL/NASDA共同研究の一環の中で数値シミュレーションを用いて実施し、遷音速領域での空力性能と極超音速域での空力加熱率について設計要求を満足する空力形状の最適化を行ったのでその結果について報告する。

ユレーションは極めて有効な設計手段となる。そこで三菱重工への宇宙開発事業団委託作業として受注した平成4年度HOPE空力設計を、NAL/NASDA共同研究の一環の中で数値シミュレーションを用いて実施し、遷音速領域での空力性能と極超音速域での空力加熱率について設計要求を満足する空力形状の最適化を行ったのでその結果について報告する。

### 2. 設計要求

#### 2.1 形状要求

HOPE平成4年度空力設計では、主翼

\* 航空宇宙技術研究所

\*\* 三菱重工業㈱

平面形の空力データベースの取得という観点から、空力特性への影響が最も大きい前縁後退角をパラメータとして3形状を設定しており、そのうち本設計では前縁後退角 $48^\circ$ のFY04b形状を平面形として設定している。設定された機体三面図を図1に示す。設定された三面図に基づき、本設計では主翼とチップフィンの空力設計の空力形状について設計を行った。

## 2.2 性能要求

H O P E では打ち上げから帰還までの多彩なミッション要求を満足させるため、多くの空力性能要求が存在する。本設計では三面図に基づく性能検討の結果最もクリティカルとなる次の2点について要求性能を設定し、数値シミュレーションを用いて最適形状を設計することとした。

### (1) 遷音速特性

降下時における $60^\circ$ バンクの旋回を可能とするため、 $CL=0.6$ までの縦空力特性に著しい非線形性がないこと。

### (2) 極超音速特性

再突入時の空力加熱率が耐熱材（カーボン・カーボン複合材）の耐熱温度設計条件から決まる加熱率の上限値（ $520 \text{ kW/m}^2$ ）以下とすること。

## 3. 設計ツール

本設計は、航技研-三菱重工間の共同設計作業により、両者のソフトウェアを用いて実施した。使用したソフトウェアは、次に示す4つのソフトであり、いずれも風洞試験結果やフライトデータと比較することによりこれら設計ツールが本設計に使用できる十分な精度を有していることを確認している。<sup>1),2)</sup>

(1) 極超音速完全気体ソフトウェア（山本コード）：航技研所有<sup>3)</sup>

(2) 極超音速非平衡流ソフトウェア（和田コード）：航技研所有<sup>4)</sup>

(3) 非平面逆解法ソフトウェア（高梨コード）：航技研所有<sup>5)</sup>

(4) 遷音速流れ場解析ソフトウェア（JANET）：三菱重工所有

このうち、コードの検証例として、(4)の遷音速流れ場解析ソフトウェア（JANET）について、平成元年度H O P E 風洞試験データとの比較を図2に示す。

## 4. 設計条件

2.2に示した性能要求を満足するための評定とする設計条件について、次の様に設定した。

### (1) 遷音速

降下時に旋回を行うポイントを想定し、設計ツールとしての精度を確保できる最大迎角を設定した。

・マッハ数：0.9

・迎角： $10^\circ$

・レイノルズ数： $7.31 \times 10^6$

（高度約 $45000 \text{ ft}$ 、胴体全長基準）

### (2) 極超音速

極超音速での空力加熱率で評定となる、飛行経路中で最大空力加熱率が生ずる条件で設定する。H O P E の飛行領域のうち、空力加熱率が最も高くなる領域では、空力加熱率が一定となる様に飛行する（空力加熱率一定フェーズ）ことが計画されており、本設計はこのうち、衝撃波が最も内側に入るために衝撃波干渉が最も起こりやすい、最大マッハ数のポイントを設定した。

・マッハ数：26.7

・迎角： $35^\circ$

・高度： $81.1 \text{ km}$

・対気速度： $7.2 \text{ km/s}$

## 5. 設計過程

### 5.1 設計課題の抽出

設計の基準となるベースライン形状につ

いては、平成元年度HOPE形状である、FY01b形状を、平面形を基に拡大/縮小した形状を設定し、CFDにより詳細な解析を実施して設計課題を抽出した。これにより次の点が明らかとなった。

- ・ベースライン形状では、主翼とチップフィンとの干渉による衝撃波の発生及びそれに伴うチップフィンでの剝離により、迎角 $12.5^\circ$ 付近の非線形性が表れる。(図3)
- ・完全気体コード(山本コード)及び非平衡流コード(和田コード)での推算値の比較より、実在気体効果は空力加熱率を下げ、衝撃波干渉位置を内側に移動させる。(図4)
- ・CFDによる推算値(安全率込み)と比較し、従来法(Fay & Riddellの方法をベースとする斜め円柱近似に安全率を乗じたもの)による空力加熱率の推算値は、山本コードに比べて主翼では安全側に、チップフィンでは危険側になっている。(図4)
- ・ベースライン形状の衝撃波干渉は、チップフィン付け根付近で起こり、この点では設定した性能要求値を上回る空力加熱率が生ずる。(図4)

## 5.2 遷音速パラメトリックスタディ

上記の結果を受けて、遷音速域に於いてベースライン形状を基にパラメトリックスタディを実施した。主な変更パラメータは主翼断面形状、チップフィン断面形状、主翼振り角、チップフィントーアウト角等である。これらの解析結果を表1に示す。この結果、下記の方法が有効であることが明らかとなった。

- ・主翼上面の圧力勾配を小さくする様に設計した翼型を主翼断面形状として使用すること。
- ・チップフィンに対しては、トーアウト角

を大きくすること。

## 5.3 遷音速非平面逆解法設計

遷音速パラメトリックスタディと平行して、非平面ナビア・ストークス逆解法ソフトウェアを用いてチップフィンの形状設計を実施した。目標圧力分布は、前縁の負圧ピークを抑え、圧力勾配を小さくすることを狙って設定した。チップフィン代表断面の初期形状と最終形状の圧力分布を図5に示す。この結果、次の対策が有効であることが判った。

- ・主翼との干渉が大きいチップフィン付け根付近では、過大なトーアウトはチップフィンの揚力低下を招くため、トーアウト角を小さくし、チップフィン前縁のみを外側に向ける。(ドループ)
- ・主翼から離れるに従って主翼との干渉が小さくなるため、急激にトーアウト角を大きくし、チップフィン内側の剝離を抑える。

## 5.4 最適形状設計

遷音速パラメトリックスタディの結果、主翼について特性が良好であり、極超音速での空力加熱率も要求を満足していた主翼形状(主翼断面形状変更主翼)を基に、チップフィンの空力加熱率についても要求を満足する様に修正し、極超音速特性と遷音速特性の両方を満足する形状の最適化を行った。形状変更内容と解析結果を表2に示す。具体的には、空力加熱率の要求を満足するようにチップフィン前縁半径を大きくし、振りやドループを付けることによりチップフィンや主翼の圧力分布を遷音速領域で良好にすることを試みた。その結果、過度の振りやドループは、ラダー効きに大きな影響を与えると考えられるチップフィン外側の剝離につながるため、この剝離が起きない限界の形状修正により最適形状を得ることができた。

6. まとめ

以上の設計の結果得られた最終形状について、遷音速及び極超音速での解析を行い、設計結果の評価を行った。遷音速での解析結果にいて、縦特性及び表面上の流線を図6に示す。初期形状(図3)と比較し、チップフィンの剝離が改善され、縦特性の非線形性が改善されている。また最終形状の山本コードによる空力加熱率解析結果を図7に示す。設計目標である空力加熱率に対し空力加熱率最大値に於いても20%の余裕がある形状となっている。

以上の解析により、設定した性能要求を満足する形状設計がなされていることを確認できた。

7. 謝辞

本発表にあたって、宇宙開発事業団のご厚意により、HOPEの形状データ及び、委託業務で実施した遷音速風洞試験データを使用させて頂いたことに対し厚くお礼申し上げます。

8. 参考文献

- 1) NAL/NASDA共同研究報告書「HOPEの研究」-その10 空力特性の研究(01 HOPE空力数値解析)-, 1991

2) 和田, 小川, 久保田, 高倉「スペースシャトル回りの反応流の計算」, 第22回流体力学講演会講演集, 1990

3) 山本, 秋元, 鈴木「HOPEまわりの極超音速流数値シミュレーション」, NAL SP-10, 1989

4) 和田, 小川, 石黒「3次元再突入物体まわりの反応流の計算」, NAL SP-10, 1989

5) Kaiden, T., Ogino, J., and Takanashi, S., "Non-planar Wing Design by Navier-Stokes Inverse Computation", AIAA-92-0285, Jan. 1992

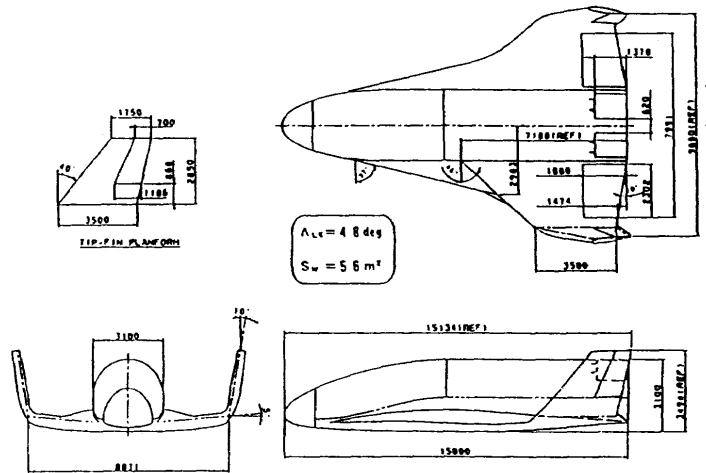
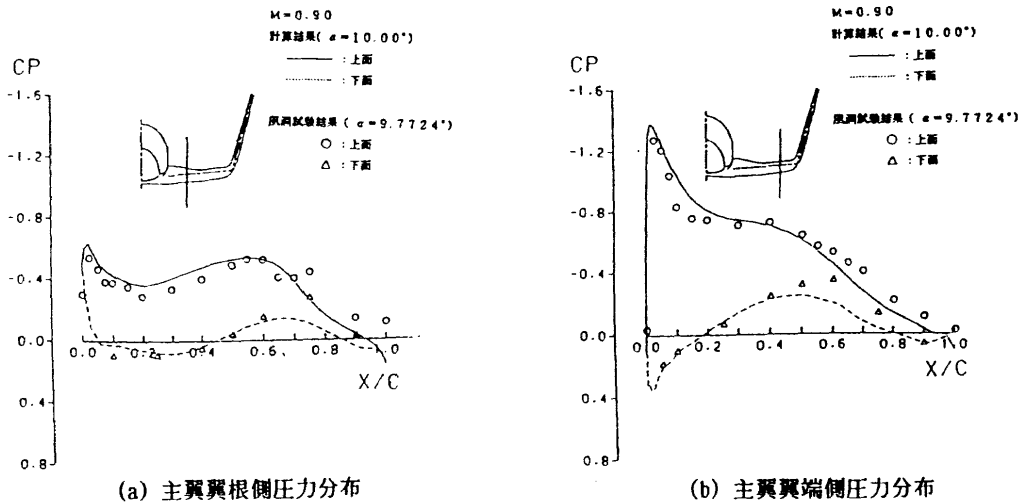


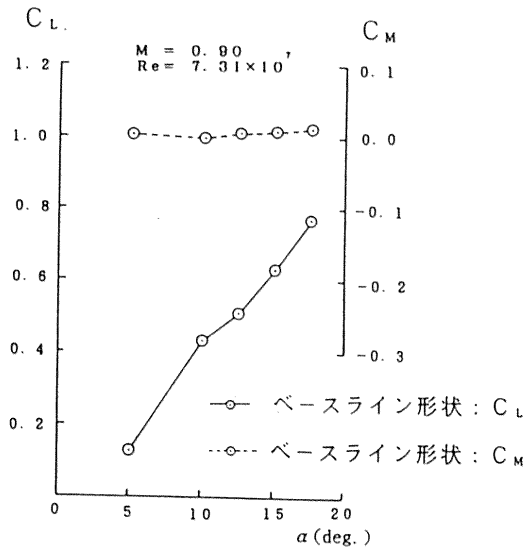
図1 FY04b形状三面図



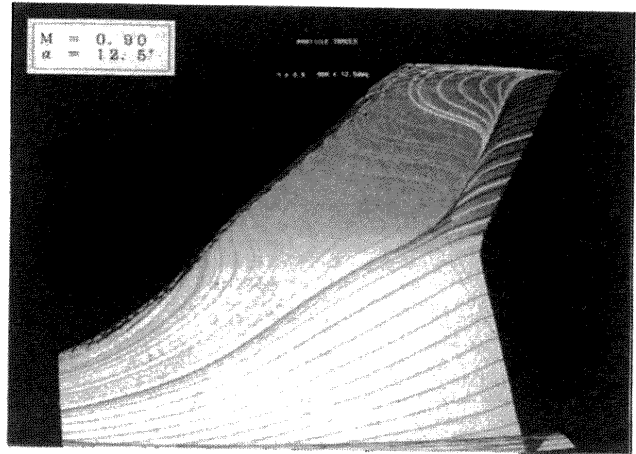
(a) 主翼翼根側圧力分布

(b) 主翼翼端側圧力分布

図2 遷音速流れ場解析ソフトウェア検証例



(a) 揚力/ピッチングモーメント特性



(b) チップフィン内側表面上流線

図3 ベースライン形状遷音速特性

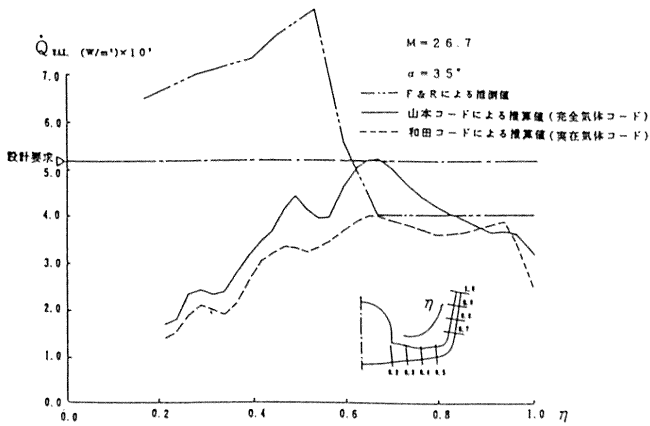
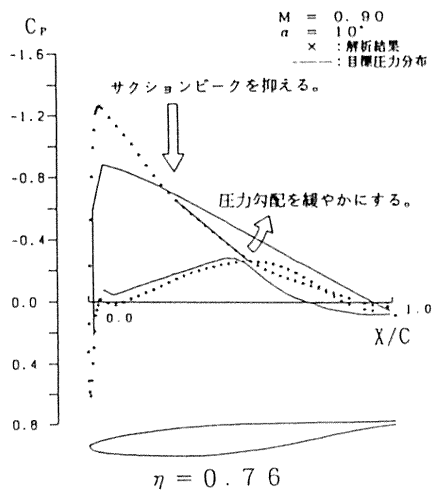


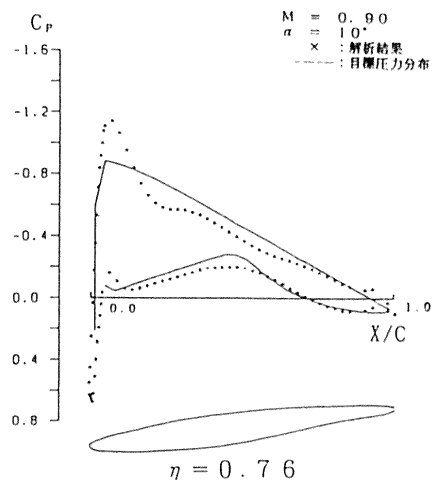
図4 ベースライン形状極超音速空力加熱率特性

形状	検討対象	効 果					
		主 翼			チップフィン		
		前縁圧力勾配	圧力レベル	上翼ショック	後縁圧力回復	前縁マッソン	後縁圧力回復
M002	ベースライン	×	○	△	△	×	×
M003	チップフィン 内側フラット効果	×	○	△	×	×	×
M007	翼角増大効果	△	×	△	△	△	○
M008	トーフアウト角 増大効果	×	○	△	×	○	○
M009	翼型形状効果	○	○	○	△	×	×
M014	トーフアウト角 減少効果	×	×	×	×	×	×

表1 遷音速パラメトリックスタディ結果

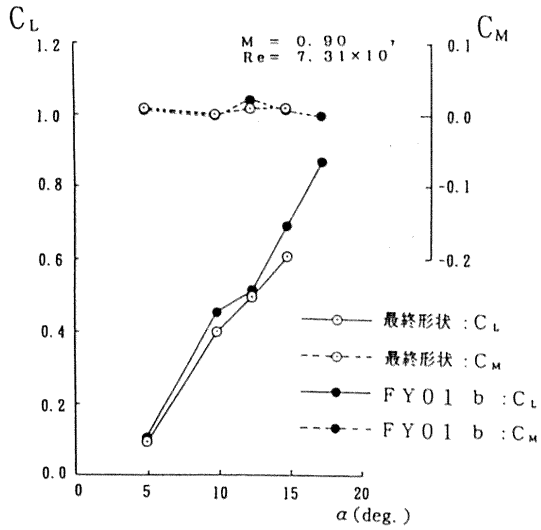


(a) 初期形状

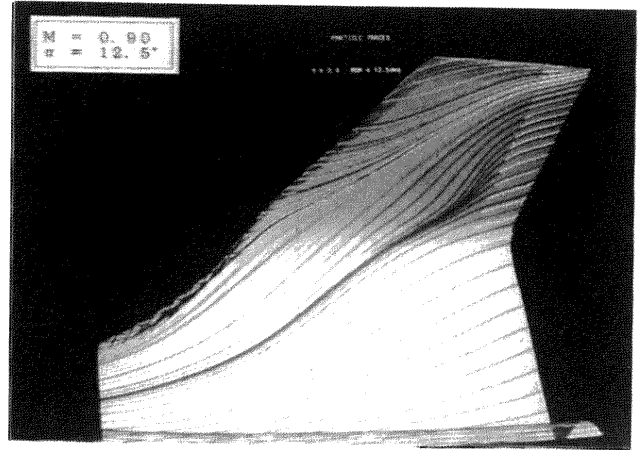


(b) 最終形状

図5 非平面逆解法設計結果



(a) 揚力/ピッチングモーメント特性



(b) チップフィン内側表面上流線

図6 最終形状遷音速特性

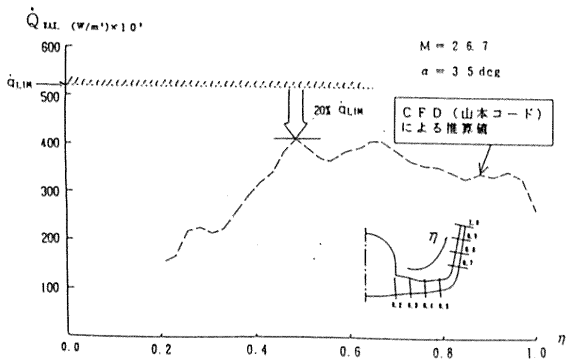


図7 最終形状極超音速空力加熱率特性

	ベース形状	チップフィン 形状変更	遷音速特性		極超音速 空力加熱率特性
			主翼	チップフィン	
M020	M009	ドループ 線形張り 前縁曲率増大	後縁圧力回復 ショック ○	後縁圧力回復 △ 前縁圧力分配 △ 外側割離 ○	○
M021	M009	ドループ 非線形張り 前縁曲率増大	後縁圧力回復 ショック ○	後縁圧力回復 △ 前縁圧力分配 ○ 外側割離 ○	○
M022	M009	ドループ 非線形張り 後縁アップリグ 前縁曲率増大	後縁圧力回復 ショック ○	後縁圧力回復 ○ 前縁圧力分配 ○ 外側割離 ×	○

表2 最適形状設計結果