

# ナビエ・ストークス逆解法による非平面主翼の空力設計

海田 武司\* 荻野 純\* 高梨 進\*\*

## Aerodynamic Design of Non-Planar Wing by Inverse Method with Navier-Stokes Equation

by

Takashi KAIDEN and Jun OGINO  
Mitsubishi Heavy Industries, Co., Ltd.  
Susumu TAKANASHI  
National Aerospace Laboratory

### ABSTRACT

As various airplanes are increasing recently, aerodynamic design method with high accuracy has been requested about non-planar wings which are tip-fin configuration of HOPE and winglet of civil transport, etc. On non-planar wing design, it is indispensable to using Navier-Stokes code for viscous effect of corner flow and this induced separation.

It is presented that non-planar wing was designed using inverse method with Navier-Stokes code instead of usual full-potential code. We have applied tip-fin of HOPE to design configuration through the courtesy of NASDA.

### 1. まえがき

近年の航空機の多様化に伴って、宇宙往還機のチップフィン形態や民間機のウィングレット付き主翼などに見られる非平面主翼について、精度良い空力設計が要求されるようになってきた。こうした非平面主翼の設計にはコーナーフローやそれに伴う剥離渦等、粘性効果の占める比率が高いため、ナビエ・ストークス・コードの利用が不可欠である。

本報告では、従来、フルポテンシャル・コードとの組み合わせで使われてきた設計逆解法を、ナビエ・ストークスに適用して、非平面主翼を設計した例を発表する。なお、形状については、宇宙開発事業団の御好意により、HOPE形態を使わせて頂いた。

### 2. HOPE 初期形状の空力的課題

従来の手法で設計されたHOPE初期形状について、風洞試験で $C_L$ ,  $C_m$ ,  $C_{n\beta} \sim \alpha$ に非線型性が生じた遷音速領域を対象に、まずナビエ・ストークス計算( $M=0.9$ ,  $\alpha=5^\circ$ )を行って、物理現象の把握に努めた。その結果、翼端に大きなチップフィンを持つHOPE形状では、流れは胴体/主翼/チップフィンで囲まれたチャンネルフローとなっており、圧力分布の空力的後退角の消先(図5・左)や胴体面上を含む強い横流れ(図6・左)、チップフィン後半の衝撃波に伴う剥離(図7・左)、そしてチャンネル部での強い衝撃波(図8・左)、などの空力的課題を抽出した。

### 3. 計 算

#### (1) 正解法計算グリッド

ナビエ・ストークス用計算グリッドは、3次元

\* 三菱重工業(株)

\*\* 航空宇宙技術研究所

双曲型方程式を用いて、HOPE翼胴チップフィン形態に対して生成された<sup>1)</sup>(図1)。トポロジーは流れ方向にC、周方向にOとなっており、グリッド数は115(流れ方向)×87(周方向)×50(半径方向)=約50万点である。

(2) 計算法

① 正解法

従来の3次元フルポテンシャル・コードに代え

て、3次元Thin-Layer近似ナビエ・ストークス・コードを適用した(図2)。計算コードは、左辺を5点差分対角化ADI手法で、右辺には2次-4次Jameson型人工散逸項を付加して、Baldwin-Lomax代数型乱流モデルを用いた<sup>2)</sup>。

② 逆解法

筆者の一人が開発し、平面翼で実績のある3次元遷音速逆解法<sup>3)</sup>であり、正解法で得られた断面

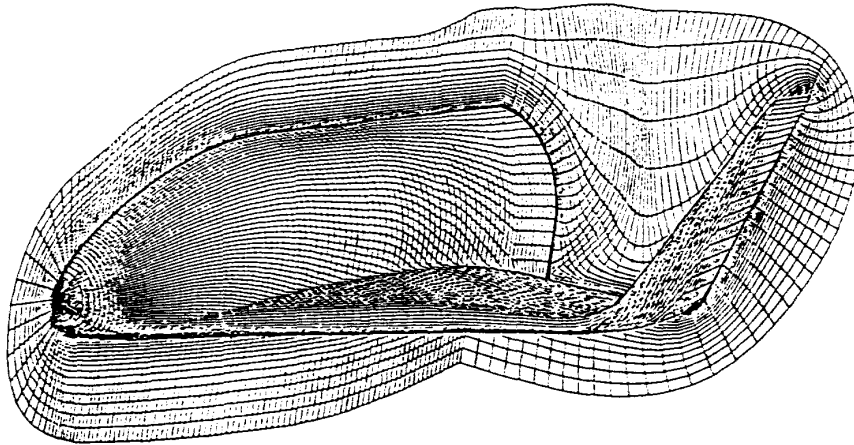


図1 正解法計算グリッド

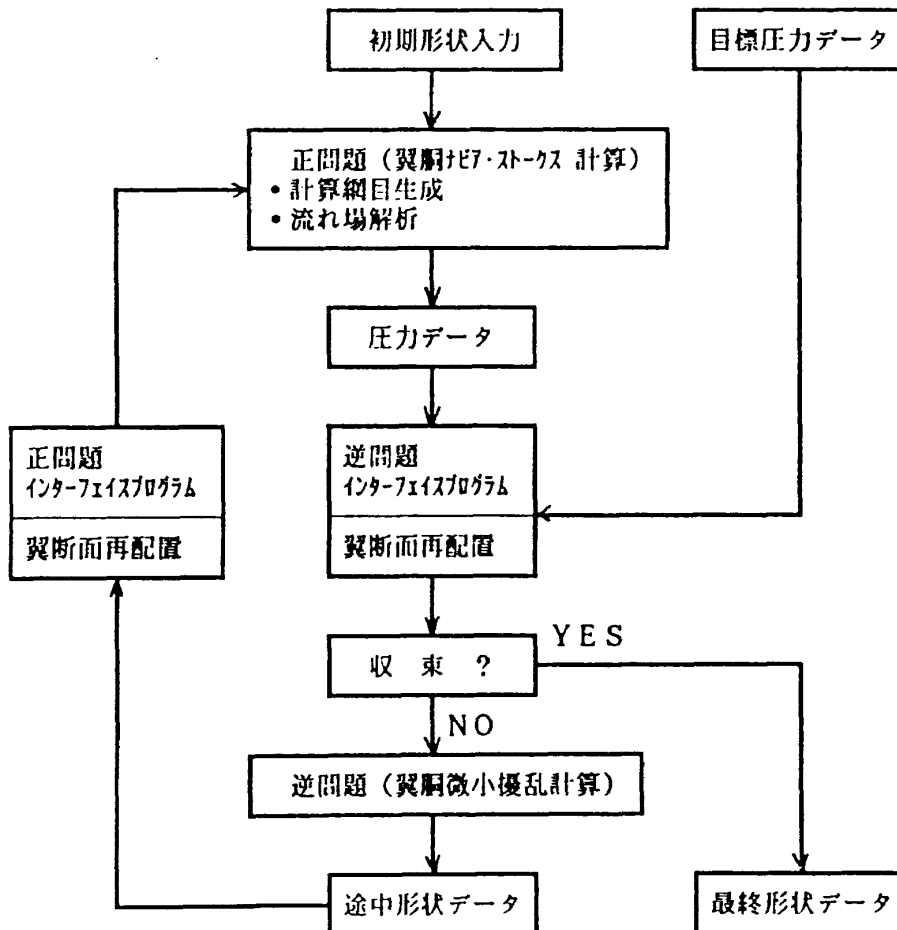


図2 計算フローチャート

圧力分布と目標圧力分布の差分から3次元微小擾乱方程式を用いて形状修正量を求めるものである。この手法は、正解法に任意の計算コードを適用できる点に特徴があり、計算時間も短く、設計ツールとして高い実用性を有している。

③ 正解法 / 逆解法インターフェイスルーチン

正解法及び逆解法の中で使用している計算グリッドは各々のトポロジーにより異なるので、インターフェイスルーチンを介して形状を受け渡している。

(3) 計算条件

計算条件はマッハ数0.9, 迎角5°, レイノルズ数 $2 \times 10^6$ で正解法 / 逆解法のサイクルは5回とした。

(4) 計算時間

計算時間はVP400で1サイクル当たり、正解法5時間、逆解法0.2時間であり、計26時間を要した。

4. 設計指針

主翼(内翼, 外翼)とチップフィンから成るHOPE非平面翼の設計では、以下の4つの設計モードが考えられる。

- チップフィン
- チップフィン+外翼
- 外翼+内翼
- チップフィン+外翼+内翼

今回は、チップフィン及びチップフィン+外翼の2つの設計モードを対象に計算を行った。また、

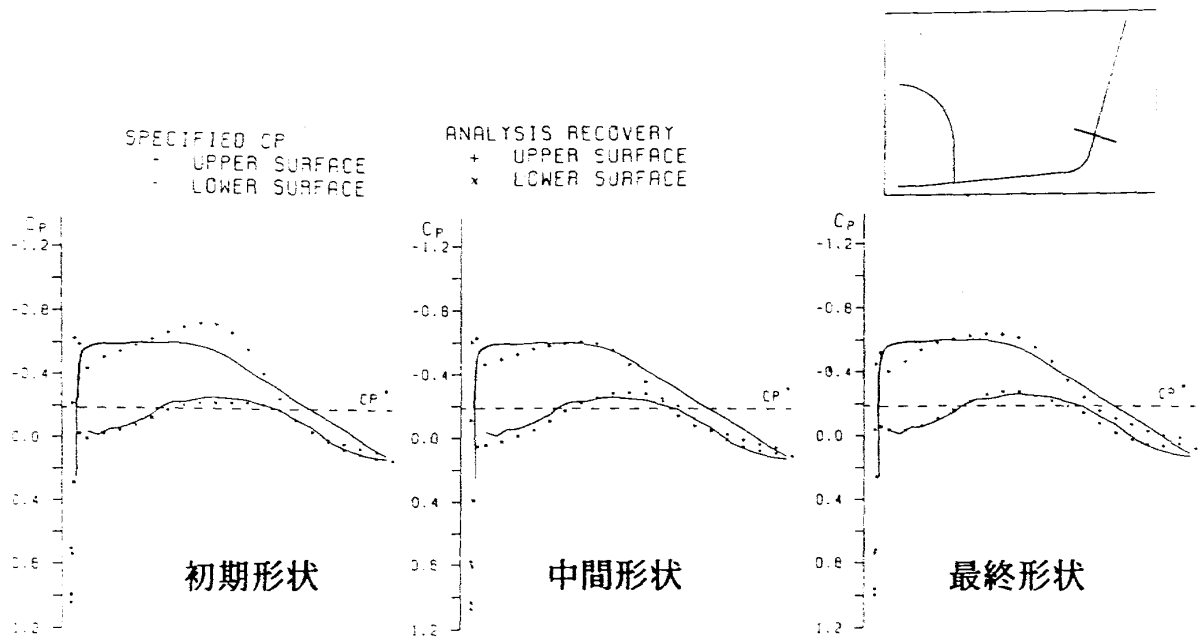


図3 代表断面圧力分布変化 ( $\eta=0.669$ )

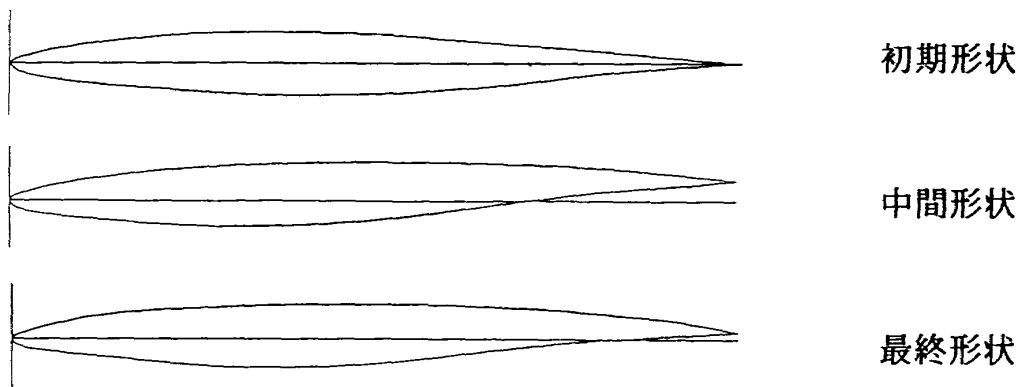


図4 代表断面形状変化 ( $\eta=0.669$ )

断面圧力分布の設定法としては、前述の初期形状の空力的課題を考慮して、次の設計思想に基づき決定した。

- ① 外翼・チップフィン後半に発生する衝撃波を緩和する。
- ② 外翼・チップフィン上面に見られる横流れをなくす。

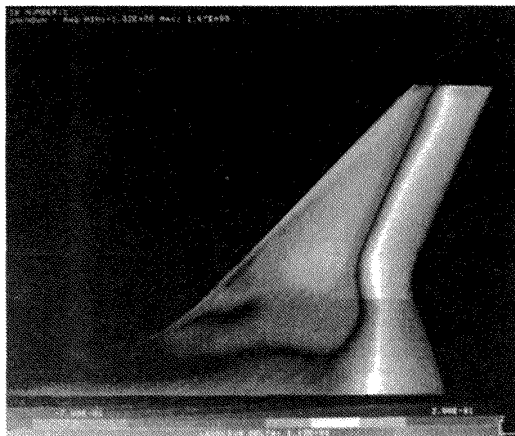
## 5. 計算結果

ここでは、チップフィンだけの設計モードについて示す。図3は、チップフィン断面圧力分布の収束過程を表し、実線が目標圧力分布、+×が正解法の結果である。サイクルが進むにつれ、上下面の圧力分布が目標圧力分布に収束する様子が明確に伺える。また、図4の断面形状変化を見ても、翼が振り下がって、上面がフラットになり、翼後半で翼厚が増しているのがわかる。

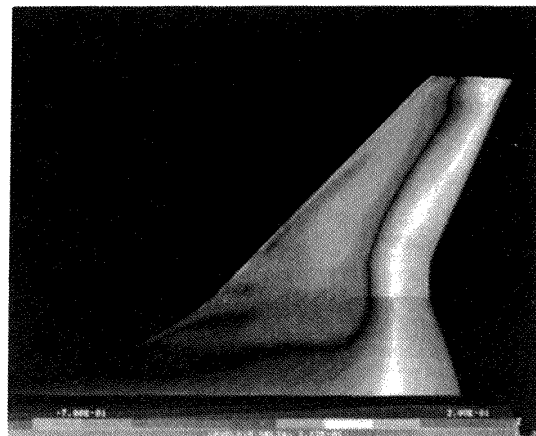
さらに、計算結果を3次元カラーグラフィックス処理して、表面上圧力分布、オイルフロー、衝撃波面等の形で、流れ場の可視化を行った。チップフィン表面上圧力分布では、前縁サクシオンピークが抑えられ、翼後半での圧力回復が緩和されており、空力的後退角も確保されている。(図5・右)。オイルフローでは、胴体面上も含め横流れが消え、チップフィン内面は剥離を生じていない様子がわかる(図6・右、7・右)。また、衝撃波面を見ても明らかのように、衝撃波の大きさは確実に減少している(図8・右)。

## 6. まとめ

従来、フルポテンシャル・コードとの組み合わせで使われてきた設計逆解法をナビエ・ストークスに適用して、非平面翼設計ツールを開発し、HOPEを例にとり改良設計を行った。その結果、

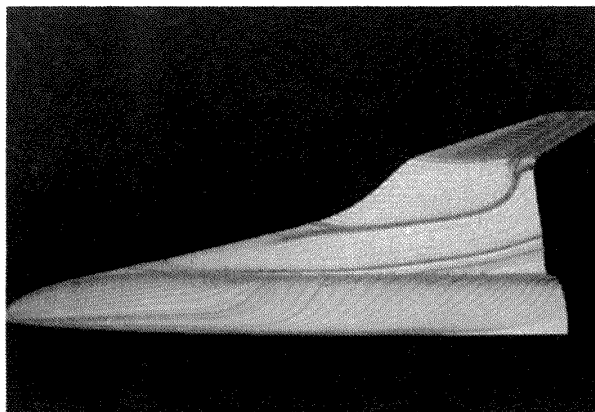


初期形状

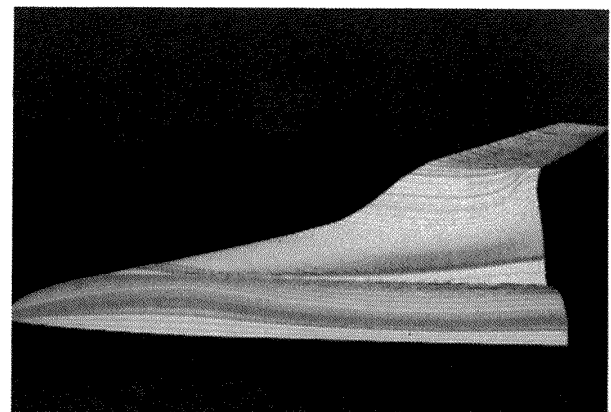


最終形状

図5 表面上圧力分布(チップフィン拡大)



初期形状



最終形状

図6 オイルフロー(全体)

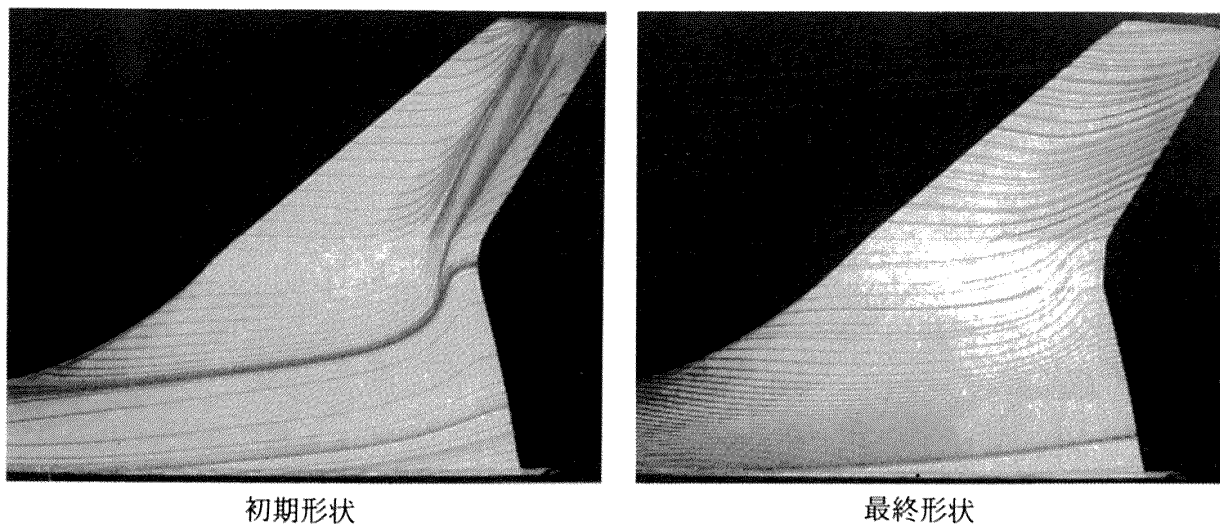


図7 オイルフロー (チップフィン拡大)

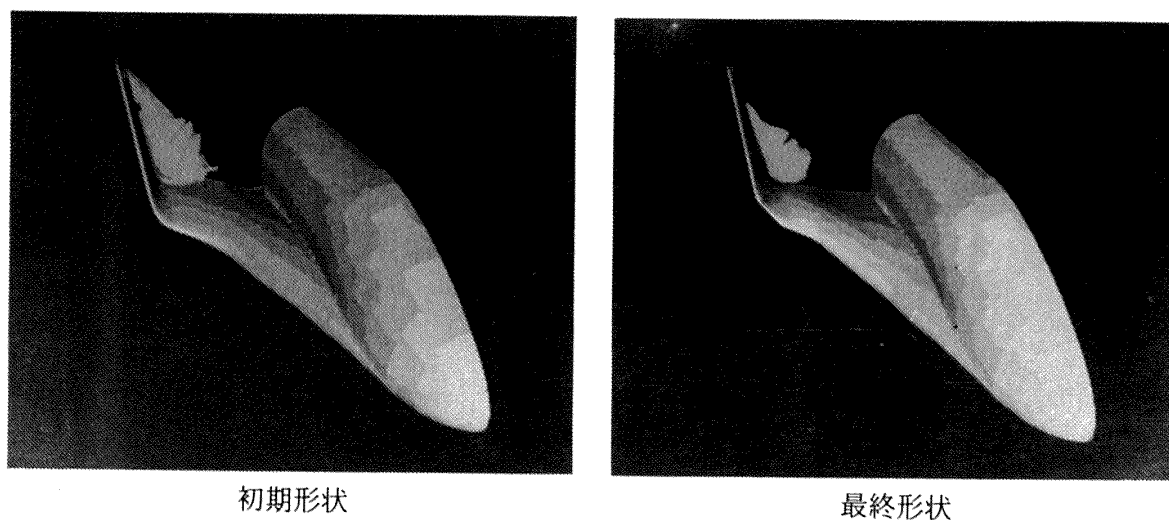


図8 衝撃波面

衝撃波が弱く、その後の剥離もない形状を計算で求めることができ、遷音速の空力非線型を解決できる見通しを得た。

今後の課題としては、

- 本手法によって設計された形状で風洞試験を行うことにより、設計ツールの有効性を確認する。
- 内翼まで含めた総合的な非平面翼空力設計を可能にし、設計ツールの適用範囲を拡大することが挙げられる。

## 参 考 文 献

- 1) Joseph L. Steger and Yehia M. Rizk : Generation of Three-Dimensional Body-Fitted Coordinates Using Hyperbolic Partial Differential Equations, NASA TM-86753 (1985).
- 2) Thomas H. Pulliam and Joseph L. Steger : Recent Improvements in Efficiency, Accuracy, and Convergence for Implicit Approximate Factorization Algorithms, AIAA-85-0360 (1985).
- 3) 高梨 進 : 3次元遷音速積分方程式の数値解法とその応用, 第2回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, NAL SP-3 (1984).

