

# 逆解法を用いた翼胴一体化設計について

谷 泰寛\* 越岡 康弘\* 廣瀬 秀大\*

## Blended Wing-Body Configuration Design using Transonic Inverse Code

by

Yosuihiro TANI, Yasuhiro KOSHIOKA and Hidehiro HIROSE  
*Fuji Heavy Industries, Ltd.*

### ABSTRACT

In this paper, an iterative design procedure is described for three dimensional wing-body configuration, especially blended wing-body configuration, using a three dimensional transonic inverse method with target pressure distribution. In this application, it is combined with a full potential analysis code.

Some of the design results for a conventional and a blended wing-body configuration are presented. Also a finite volume Euler solver is applied to analyze the designed configurations.

### 1. はじめに

主翼と胴体をブレンドさせた翼胴一体化形状は、翼胴干渉を低減し全機性能を向上させる手段として、比較的古くからあるアイデアである。近年こういった形状の機体が登場、あるいは計画されていることが目立って増えているが、これらは構造上の利点のほか、亜音速での翼胴干渉抵抗の減少や遷音速での  $M_{DD}$  の向上、機体内容積の増加、ステルス性等の効果をねらったものと考えられる。

しかし、一般的な翼胴結合形態（一体化を施さない形状）と比較して、空力的効果がどの程度あるのか、また空力的にはどのような形状にすべきであるのかについては、未だ明確でない部分が多く、設計者の経験にたよっている部分が多い。

そこで、このような翼胴一体化形状の設計の一手法として、従来3次元翼の設計に用いられてきた遷音速逆解法を利用した翼胴一体化設計を試みたので報告する。また、この手法により設計され

た形態について、オイラー解析も行ったので合わせて報告する。

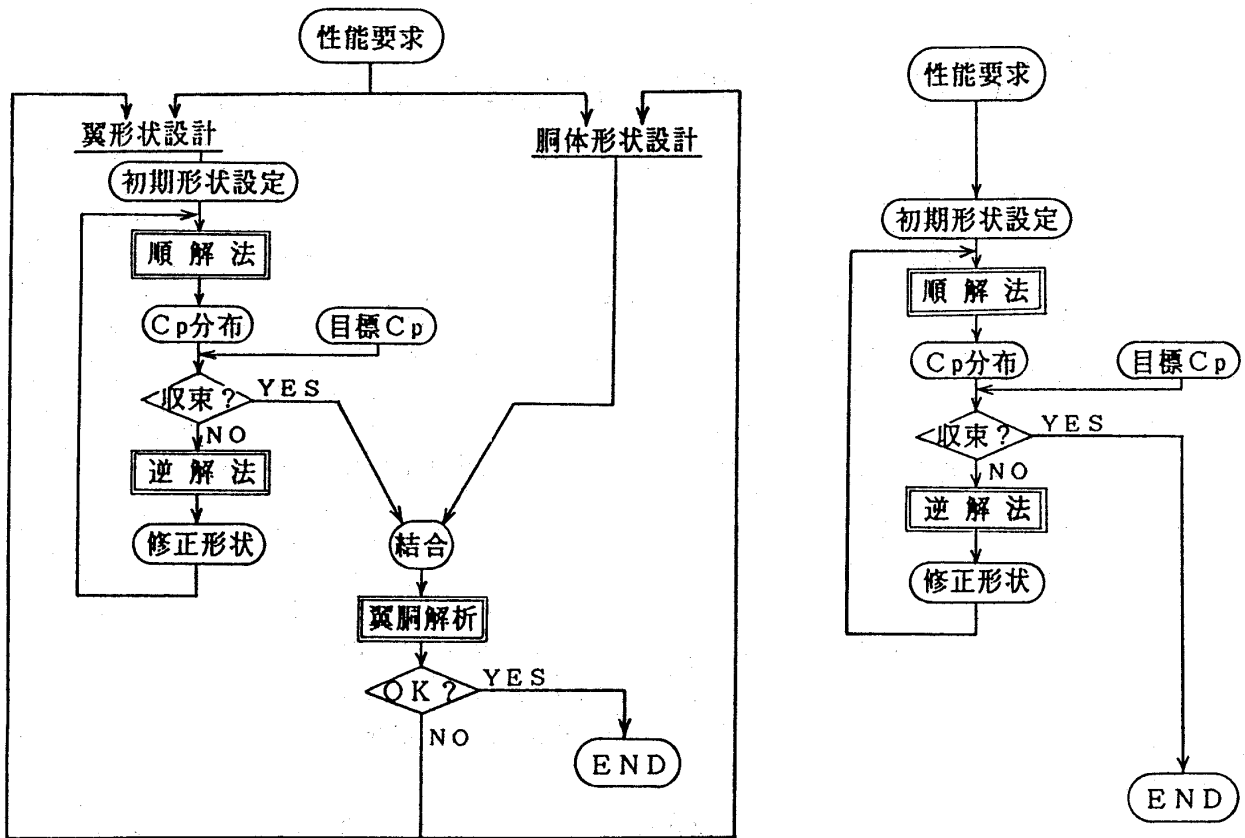
### 2. 設計手法概要

図1に逆解法を用いた設計の流れを示す。翼胴一体化を施さない場合(a)には、主翼の部分に目標圧力分布を設定して逆解法を適用し、その結果得られた翼を胴体と結合する。翼胴一体化を施した場合(b)には、翼胴全体に対して目標圧力分布を設定して逆解法を適用するが、実際の設計にあたっては胴体の形状等を考慮に入れつつ目標圧力分布を設定することになる。

逆解法の部分には、微少擾乱ポテンシャル理論に基づいた、3次元翼の設計に実績のある高梨の方法<sup>1)</sup>をもとに、富士重工で開発した遷音速逆解法プログラムを用いた。

順解法の部分には計算コードを選ばないが、今回の計算にあたっては、当社所有のフルポテンシャル解析コードを用いた。これは、これまで多くの設計作業に使われてきて風試との対応もとられた実績のある計算コードである。

\* 富士重工業株式会社



(a) 翼胴一体化をしない形状

(b) 翼胴一体化形状

図1 逆解法を用いた設計の流れ

### 3. 翼胴形態設計

本手法を適用した設計例として、遷音速で巡航する飛翔体を模擬した形状をモデルとして選び、これを単純化した尾翼なしの翼胴形態を設定した。まず、翼胴一体化を施さない形態について設計を行い、次に同じ平面形をベースとして翼胴一体化を施した形態について設計を行った。

#### 3.1 翼胴一体化を施さない形態

翼胴一体化を施さない形態の設計例として、図2に示すような翼胴結合体を設定した。主翼はアスペクト比2.2, 1/4 MACの後退角 $35^\circ$ であり、胴体は円柱形状、設計条件としては $M_{ach}=0.8$ ,  $C_L=0.3$ とした。

主翼の設計にあたっては、NACA 64006を初期断面形状として与え、指定した2次元圧力分布でスパン方向にisobarが通るように目標圧力分布を設定して逆解法を適用した。図3(a)に、初期形

状圧力分布、目標圧力分布及び設計の結果得られた圧力分布を示す。前縁付近でやや収束が不足であるが、ほぼ目標圧力分布に近付いた結果が得られている。

ここで得られた断面形状の主翼を胴体に結合した結果の形状を図3(b)に示す。

#### 3.2 翼胴一体化を施した形態

つぎに、3.1で考慮した形態をベースに、翼胴一体化を施した形態の設計を試みた。図4に翼胴一体化を施すにあたっての設計指針を示す。平面形状に対しては主翼の前縁線と後縁線を胴体へ滑らかにつなぎ、また断面形状に対しても翼根付近で主翼と胴体をブレンドさせ、なめらかに変化した形状とすることを目標としている。

図5に設定目標圧力分布を示す。外翼の部分では、3.1で設定した断面圧力分布と同様にスパン方向にisobarが通るように設定した。胴体部分については、目標圧力分布を初期形状の圧力分布

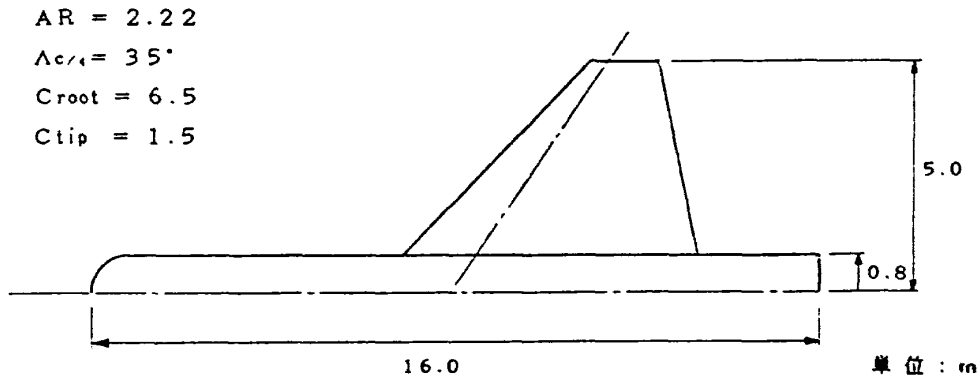


図2 翼胴一体化を施さない形態 計算モデル

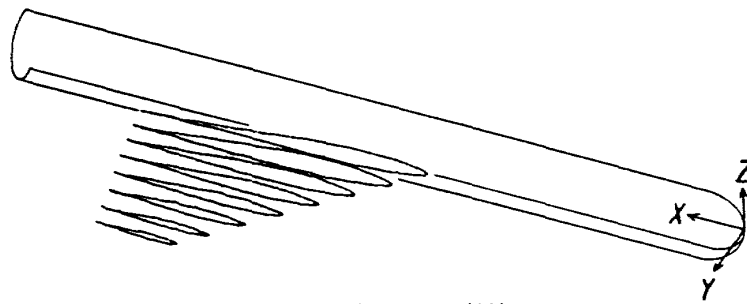
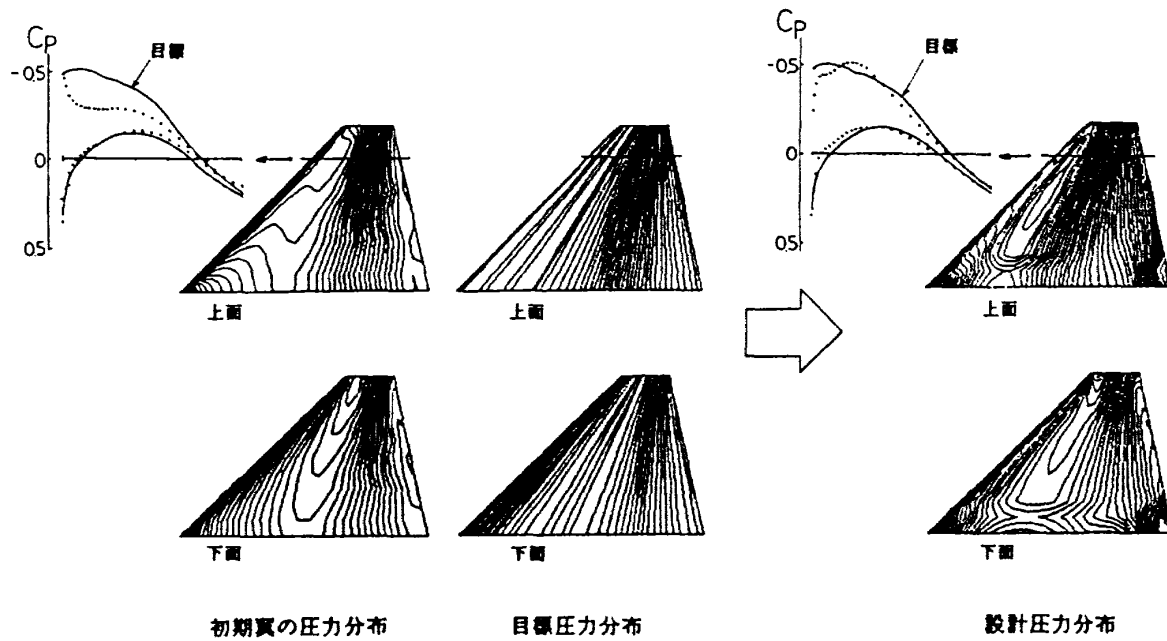


図3 翼胴一体化を施さない形態の設計

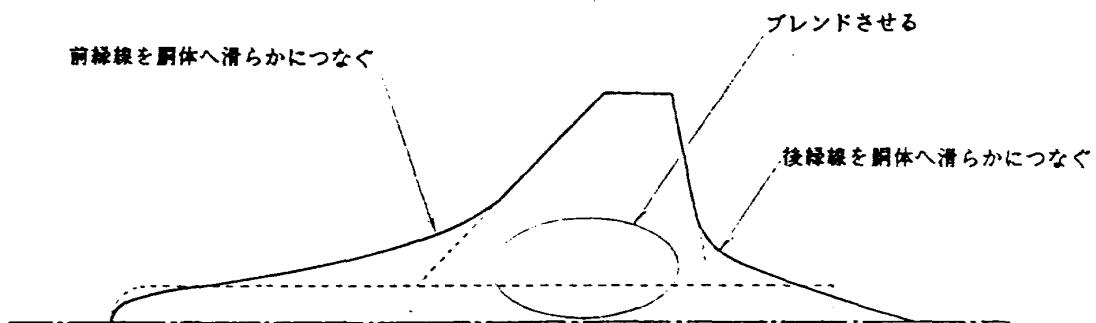


図4 翼胴一体化形態 設計指針

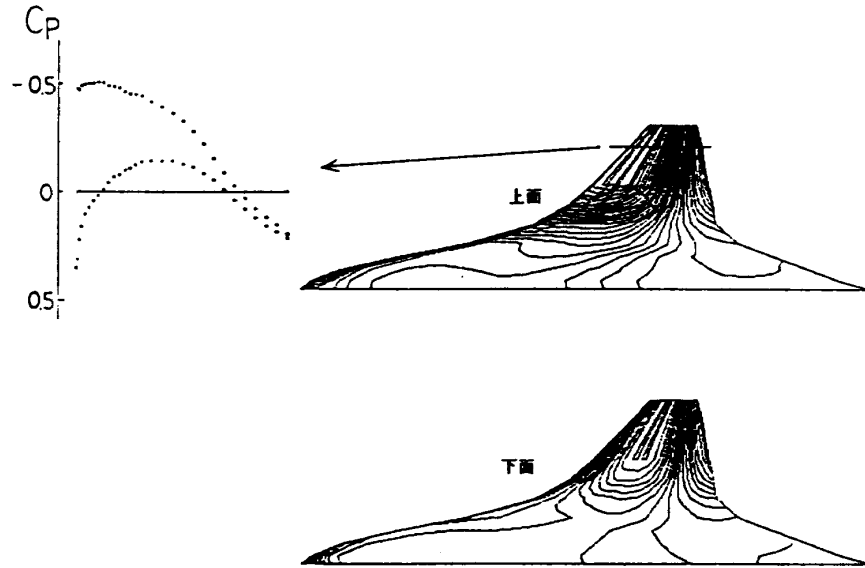
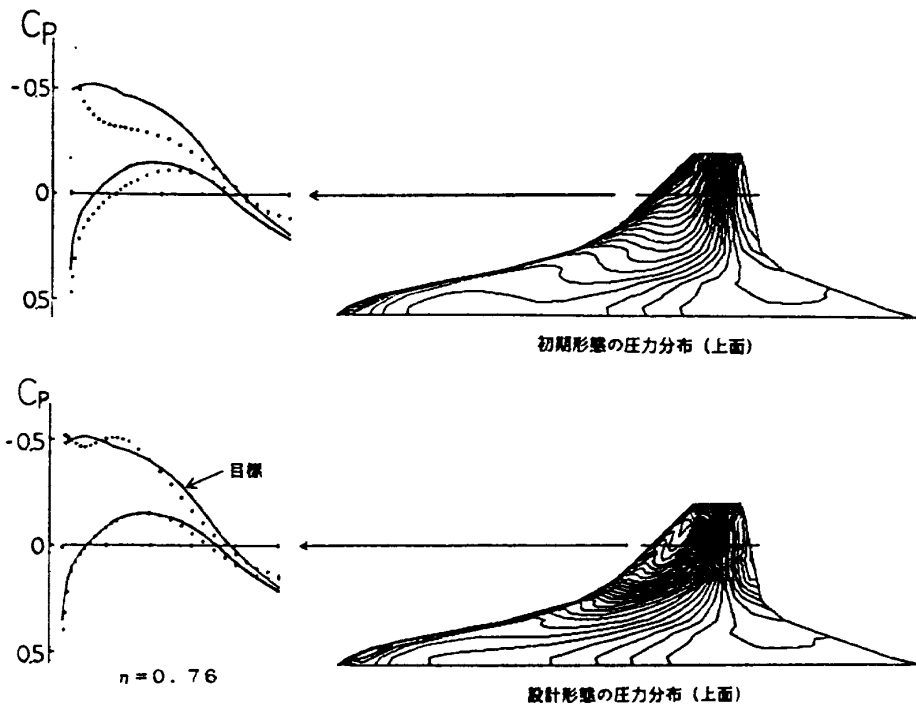
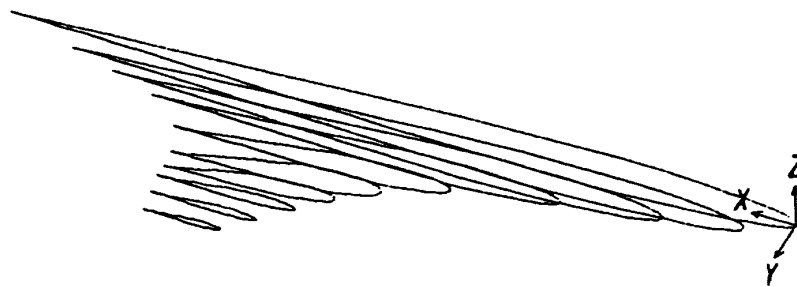


図5 翼胴一体化形態 目標圧力分布



(a) 表面圧力分布



(b) 設計された形状

図6 翼胴一体化形態の設計

のままに設定した。今回は胴体形状が初期形状からあまり大きく変化しないことを意図したものであるが、翼胴一体化設計としての最適な目標圧力分布の設定については今後の課題であるとする。

図6(a)に、逆解法設計を適用した結果の上面の等圧線分布及び $\eta=0.36$ における断面圧力分布を、(b)に得られた形状を示す。設計結果の圧力分布はほぼ目標に近いものが得られており、本手法による翼胴一体化形状の設計の可能性を示すものである。

ただし、逆解法を用いた場合の翼の設計と共通の性質であるが、目標圧力分布の設定を非現実的なものとする機体として成立しない結果しか得られない。そのため、目標圧力分布の設定には翼

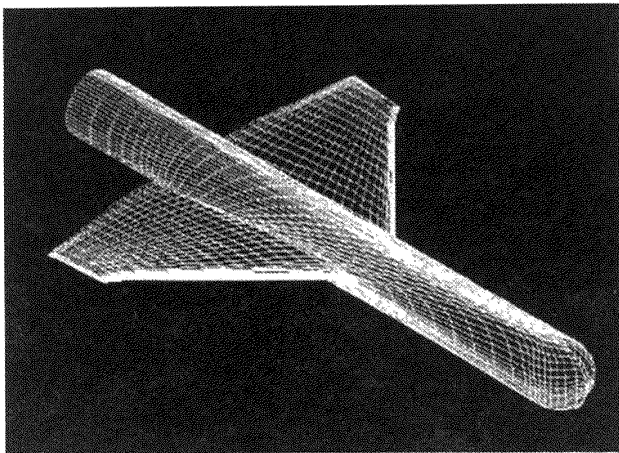
単体の場合よりもさらに十分な考慮が必要であると考えられる。

#### 4. オイラー解析

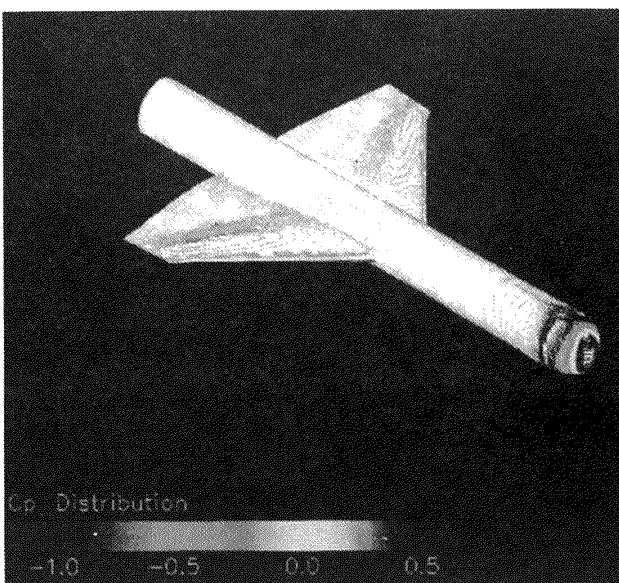
以上により得られた2つの形態について、3次元オイラー解析を行った。解析コードには富士重工で開発した3次元オイラーコードを用いた。これはVan-LeerのFlux-splittingを用いた有限体積法であり、局所時間ステップにより計算時間の短縮をはかった実用的な解析コードである。

##### 4.1 翼胴一体化を施さない形態

図7(a)に3.1で得られた形態の表面格子を示す。計算にあたっては左右対称として片側のみに

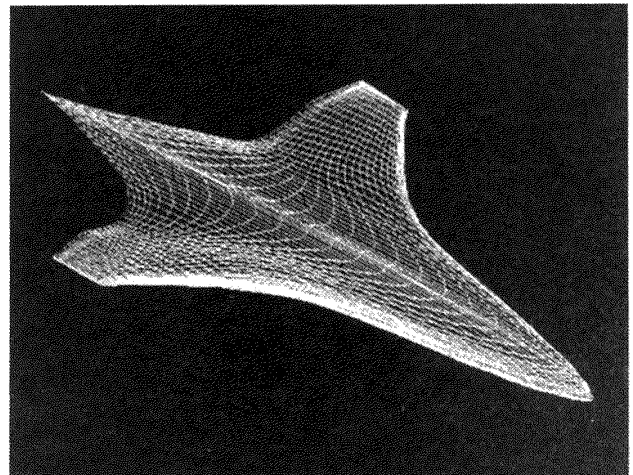


(a) 計算表面格子

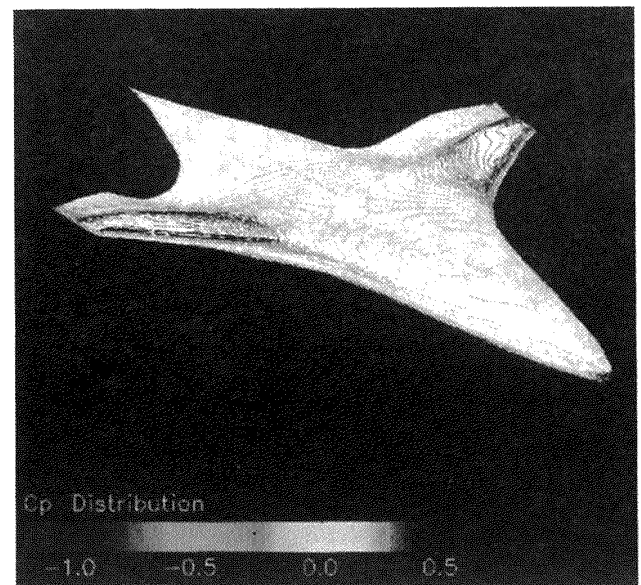


(b) 表面圧力分布 ( $M=0.8, \alpha=2^\circ$ )

図7 翼胴一体化を施さない形態  
オイラー解析結果



(a) 計算表面格子



(b) 表面圧力分布 ( $M=0.8, \alpha=2^\circ$ )

図8 翼胴一体化形態 オイラー解析結果

ついて扱い、その計算格子数は $101 \times 36 \times 30$ 点である。計算結果の一例として、図7(b)に $M=0.8$ における機体表面上の圧力分布を示す。主翼部分ではほぼ設計通りの圧力分布が得られているが、翼胴結合部での圧力分布の変化がかなり大きなものとなっていることがわかる。

#### 4.2 翼胴一体化を施した形態

図8(a)に3.2で得られた形態の表面格子を示す。計算は上と同様に片側のみで行い、計算格子数は $101 \times 32 \times 30$ 点である。計算結果として、図8(b)に $M=0.8$ における機体表面上の圧力分布を示す。この形状では胴体部と翼の結合部において、滑らかにつながった形状をしているため、圧力分布の変化も滑らかとなっていることがわかる。また、翼根部付近で後縁が大きく下がった形態と

なっているものの、圧力分布から見た場合にこれは特に問題となっていないのは興味深い。

#### 5. おわりに

3次元遷音速逆解法を用いた翼胴一体化形状の設計ツールを整備し、これを用いた設計の一例を示した。その結果、本手法を活用することによって翼胴一体化形状の効率的な設計・検討を行うことが可能となった。今後は、空力的に効果のある翼胴一体化形状についての設計指針を明らかにしていくことが課題である。

#### 参 考 文 献

- 1) 高梨進「三次元遷音速翼の理論的設計法」, NAL TR-830, 1984