

# 新しい遷音速翼型設計法

小林 修、谷 泰寛\*<sup>1</sup>、天野 完一、平原 誠\*<sup>2</sup>

## A New Transonic Airfoil Design Method

by

Osamu Kobayashi, Yasuhiro Tani\*<sup>1</sup>, Kanichi Amano, Makoto Hirahara\*<sup>2</sup>

### ABSTRACT

A new airfoil design method was developed to improve the performance at transonic high lift condition. The main concept of the method is based on the relation between pressure difference across the shock wave and criteria for boundary-layer separation, and an inverse method is also incorporated to realize the designed pressure distribution. An airfoil was designed using this method for transonic transport wing to realize the transonic high lift performance. In this report the application of new airfoil designed here using new transonic method to 3-D wing design was conducted.

#### 1. はじめに

遷音速輸送機の主翼設計にあたっては、バフエット限界を高く設定することが可能になり、巡航 $C_L$ を高く設定することが可能となれば、抵抗及び重量の低減につながるものと期待されている。

本研究では、遷音速域において衝撃波により引き起こされる境界層剥離限界を拡大し、高 $Cl$ 域での飛行を可能にすることを目的とした翼型設計法の開発を行った。本設計法では、遷音速域において翼上面に発生する衝撃波強さとそれに起因する境界層剥離の関係に着目して圧力分布を設計し、逆解法を用いて形状の実現を図っている。

本手法を用いて、遷音速輸送機の主翼形状設計への適用を試みたので、その結果についても報告する。

#### 2. 遷音速高 $Cl$ 翼型設計手法

##### 2.1 設計コンセプト

#### (1) 従来の翼型設計法との違い

従来の設計では、巡航点を設計点として翼型設計を行った後、オフデザイン点での性能を検討し、必要に応じて巡航点での設計に修正を加えるという方法がとられている。これに対し、本設計法では、境界層の剥離限界点を設計点として翼型設計を行った後、巡航点での性能を確認するという手順をとっている。設計マッハ数でみれば、従来の方法が巡航マッハ数で設定するのに対して、新しい方法では $M_{DD}$ で設定することになる。

この設計点の狙いは、確保したい $M_{DD}$ に対応する設計マッハ数で、剥離を生じず、かつ高 $Cl$ を得られるような圧力分布を設計することによって、境界層の剥離限界を拡大しつつ高 $Cl$ を実現することにある。また、オフデザイン点における性能確認に関しては、従来の方法が巡航点における設計と修正を繰り返す必要があるのに対し、今回の方法は、境界層の剥離に対して厳しい条件で設計し、ゆるい巡航条件で性能確認をするため修正の繰り返しが少なくて済むことが期待される。

以上の設計点とオフデザイン点の関係を図1に示す。

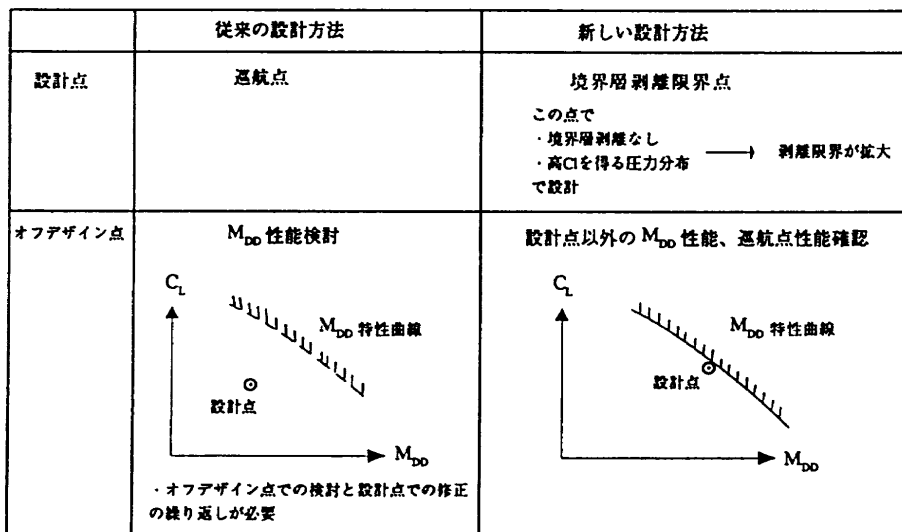


図1 設計コンセプト

\*<sup>1</sup>富士重工業株式会社 Fuji Heavy Industries LTD.

\*<sup>2</sup>日本航空機開発協会 Japan Aircraft Development Corporation

## (2) 境界層剥離限界 Cunningham's Criteria

剥離を生じず、かつ、高Clを得られるような圧力分布を設計するために、以下に示すような、翼面上境界層が剥離を生じないという衝撃波強さに関する Cunningham's Criteria を採用した。

この Criteria を採用したのは、圧縮性の影響による抵抗増加が始まっているが、未だ衝撃波後方での流れの剥離による抵抗増加は始まっていない状態を  $M_{DD}$  開始直前と理解して、この点を本設計手法では設計点とすることによるためである。

### 衝撃波強さに関する Cunningham's Criteria

参考文献 [1] において、衝撃波により引き起こされる境界層の剥離現象について、数種類の翼型及び条件のもとで実施された風洞試験結果がまとめられている。その結果によると、境界層剥離限界における衝撃波強さは、図 2 に示す以下のパラメータ

- $\delta_{tec}$  : 後縁でのキャンパーラインの勾配
- $c/R$  : 上面クレスト位置での曲率 ( $c$  で無次元化)
- $\langle Cp \rangle$  : 衝撃波での  $Cp$  変化量

を用いて整理すると、

$$\langle Cp \rangle^* = \langle Cp \rangle / [c/R + \delta_{tec}]^{2/3} = 0.88$$

となることが示されている。

したがって、目標となる  $M_{DD}$  点において、衝撃波前後の圧力差及び翼型形状がこの条件を満たすように設計することにより、それ以下のマッハ数、Cl の条件においては、衝撃波による境界層剥離が生じないこととなる。その結果、設計マッハ数を  $M_{DD}$  として確保することが可能になると考えられる。

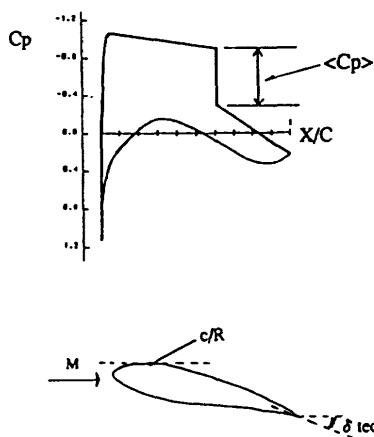


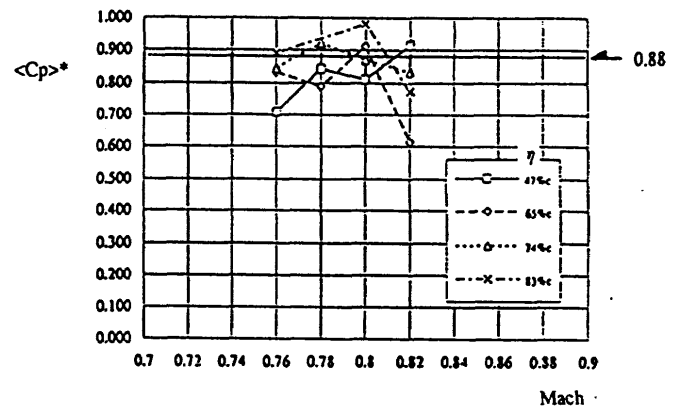
図 2 衝撃波強さに関する Cunningham's Criteria

### Cunningham's Criteria の風洞試験による確認

本 Criteria を実験的に確認するために、風洞試験を実施した。供試体としては YSX 試験研究の中で検討された翼の 1 つである YSX 候補翼翼型形状を用い、FHI 高速風洞においてマッハ数 0.6~0.86、迎角 -2~10deg の条件の下で表面圧力分布の非定常計測を行った。

主翼スパン方向 4 断面で測定された  $Cp$  分布結果を基に、

翼型の geometry 効果を含む衝撃波強さ  $\langle Cp \rangle^*$  を計算すると、図 3 に示すように、ほぼ 0.88 付近に存在する結果が得られた。これより、本 Criteria が翼型設計に適用可能であることが実験的にも確認されたといえる。



修正衝撃波強さ  $\langle Cp \rangle^*$  のマッハ数変化

図 3 風洞試験結果

## 2.2 設計の流れ

翼型設計は、以下に示すように、設計圧力分布を設定し、遷音速翼型逆解法によりそれを実現するような翼型形状を得る手法を用いる。

翼型設計の流れを図 4 に示す。

### (1) 設計圧力分布の設定

翼上面の衝撃波位置をパラメータとし、衝撃波の強さには Cunningham's Criteria を適用し、翼面上の各領域における圧力分布パターン（衝撃波上流の圧力分布形状、衝撃波下流の圧力回復形状、翼下面の圧力分布形状など）を組み合わせて設計圧力分布の設定を行う。（圧力分布の設定に関しては 3.2 項に詳述する。）

### (2) 遷音速翼型逆解法

以下の基礎方程式に基づく順逆交互反復法である遷音速翼型逆解法により、翼型設計を行う。

- ・非粘性圧縮完全ポテンシャル方程式
- ・Nash-Macdonald の乱流境界層方程式

ただし、Cunningham's Criteria には翼型の geometry 効果（翼型後縁でのキャンパーラインの勾配  $\delta_{tec}$ 、翼上面クレスト位置での曲率  $c/R$ ）が含まれるため、この設計段階において本 Criteria を満たすためのイタレーション計算を行う。

得られた翼型に対しては、後縁の厚みが実用的なものであるか、また衝撃波位置で境界層剥離が生じていないか等のチェックを行い、実用性に欠ける場合には、パラメータである衝撃波の存在位置を設定し直して、再設計を行う。

なお、本設計で利用される境界層計算手法は、境界層積分方程式を基礎方程式としており、境界層の剥離状態の判定は次式で表わされる剥離パラメータSEPによって行われる。

$$SEP = -\Theta / u_e \cdot du_e / ds$$

- $\Theta$  : 運動量厚
- $u_e$  : 境界層のedgeにおける速度
- $s$  : 翼表面に沿った距離

そこで、翼型設計においては、この剥離パラメータSEPを用い、参考文献 [1] の実験データと照らし合わせて後縁剥離の有無を判定する。

(3) 翼型性能解析

(2) で設計された翼型に対して、遷音速翼型逆解法と同一の基礎方程式に基づく翼型解析計算手法 (Garabedian-Kornコード) を用いて  $M_{DD}$  性能に関する解析を行い、設計目標である高  $C_l$  性能が実現されたか否かの確認を行う。

また、オフデザイン点である巡航点における性能 (圧力分布、抵抗値) の確認を行う。

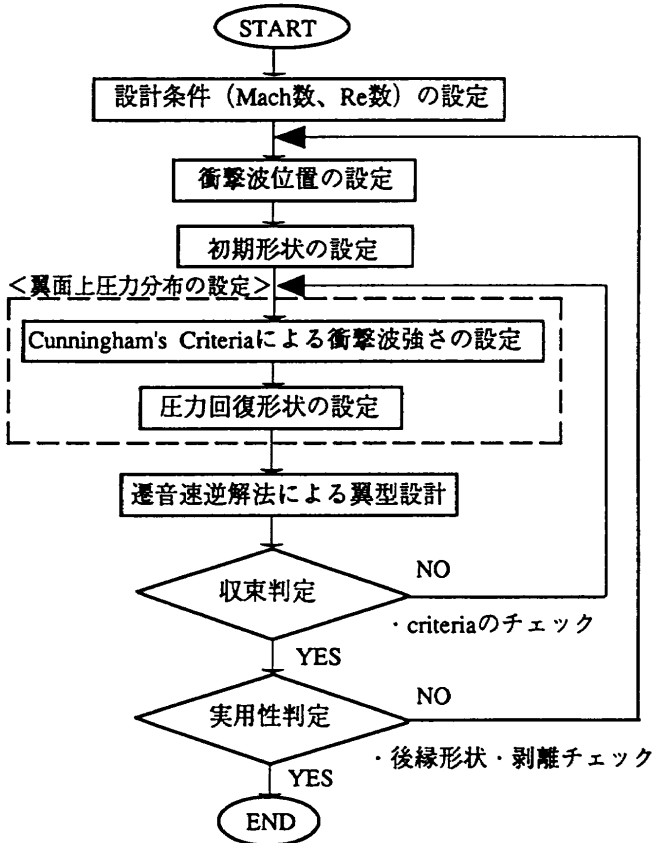


図4 翼型設計の流れ

3. 遷音速高  $C_l$  翼型設計

前項で述べた設計手順にしたがって、2次元翼型の設計を行なった。

3.1 翼型設計条件

(1) 設計断面

設計断面位置は、図5に示すように、YSX候補翼の主翼平面形と巡航  $C_L=0.5$  を基に楕円型の揚力分布を仮定した場合の最大  $C_l$  をとるスパン位置  $\eta = 0.74$  とし、40%  $c$  弦長線 (後退角 24.4deg) に直角な断面を設計断面と設定した。

(2) 設計目標

設計目標は、比較の対象としてYSX候補翼の本翼型設計位置に対応する断面を考えて、YSX候補翼と同等の  $t/c$  ・巡航状態における抵抗値及び  $M_{DD}$  性能を保ちつつ、YSX候補翼の巡航  $C_L=0.5$  を上回る  $C_l$  を持つ翼型を設計することを目標とする。

(3) 設計点

本手法における翼型設計は、境界層の剥離限界で行うので、設計マッハ数がほぼ  $M_{DD}$  と設定できる。そこで、YSX候補翼と同程度の  $M_{DD}$  性能を保つために、設計マッハ数は、YSX候補翼の  $M_{DD}$  点を2次元換算した値に設定した。

また、揚力係数としては、YSX候補翼の巡航  $C_L=0.5$  及び平面形で楕円近似した場合の最大  $C_l$  を2次元換算した値を上回ることを設計目標とする。すなわち、従来の設計手法により設計された翼型と比較して、本設計手法を用いた場合に高い性能 (高  $C_l$ ) を得ることを目標とする。以上をまとめると、翼型設計条件は以下ようになる。

- マッハ数 :  $M = 0.73$
- レイノルズ数 :  $Re = 10 \text{ million}$
- 目標揚力係数 :  $C_l = 0.814$  以上
- 翼厚比 :  $10.8\%$

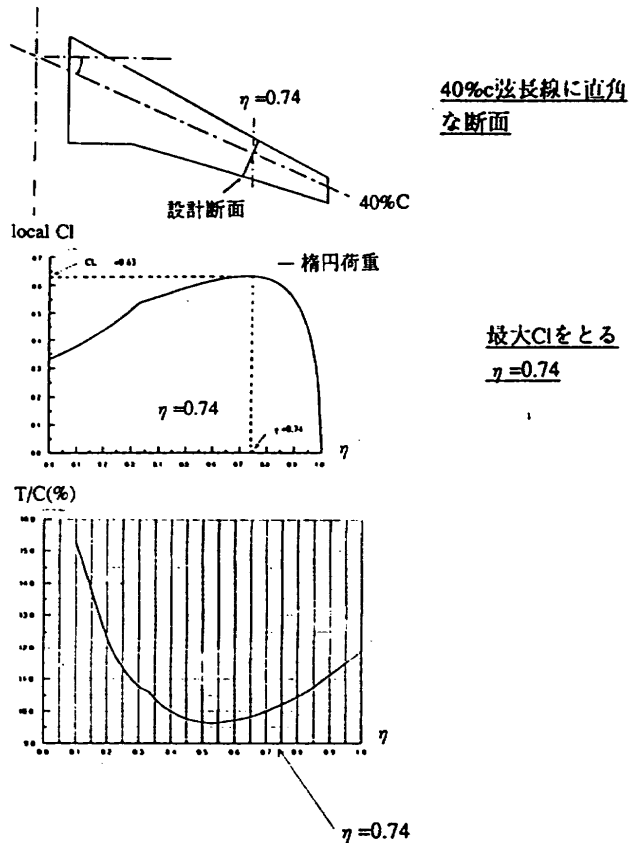


図5 翼型設計条件

### 3.2 圧力分布の設計

圧力分布の設定にあたっては、衝撃波強さはCunningham's Criteriaが適用されるが、それ以外については、様々な圧力分布形状の設定が考えられる。

まず、衝撃波下流の圧力回復領域には、以下に示す、“Stratford型”（参考文献 [2]）の他、“直線型”、“上に凸型”の3タイプを設定した（図6）。

#### Stratford型の圧力回復

参考文献 [2] に示される Stratford 圧力回復においては、境界層剥離を生じさせない限界の圧力分布は以下の式で表される。

$$C_p(\sigma/\sigma_0) = 0.49 \{ (Re \sigma_0)^{1/5} [(\sigma/\sigma_0)^{1/5} - 1] \}^{1/3}, \quad C_p \leq 4/7$$

$$C_p(\sigma/\sigma_0) = 1 - a / [(\sigma/\sigma_0) + b]^{1/2}, \quad C_p \geq 4/7$$

- ここで
- C<sub>p</sub> : 圧力係数 (= (p-p<sub>0</sub>) / (1/2 ρ v<sub>0</sub><sup>2</sup>))
  - p : 静圧
  - p<sub>0</sub> : constant pressure 域の静圧
  - ρ : 密度
  - v<sub>0</sub> : constant pressure 域の速度
  - σ : 圧力回復域における位置
  - σ<sub>0</sub> : constant pressure 域の長さ
  - Re σ<sub>0</sub> : レイノルズ数 (= v<sub>0</sub> σ<sub>0</sub> / ν)
  - ν : 動粘性係数
  - a, b : C<sub>p</sub>=4/7 において上の2つの関係式の C<sub>p</sub> 及び dC<sub>p</sub>/dσ が一致するように決まる定数

この圧力分布を、設計 M<sub>DD</sub> 点において、衝撃波下流～後縁位置に適用すると、後縁付近での境界層剥離が抑えられた圧力分布が実現されると考えられる。

#### 直線型の圧力回復

$$C_p = (C_{p_{TE}} - C_{p_2}) / (1.0 - X_s)(X - X_s) + C_{p_2}$$

#### 上に凸型の圧力回復

$$C_p = AXs^3 + BXs^2 + CXs + D$$

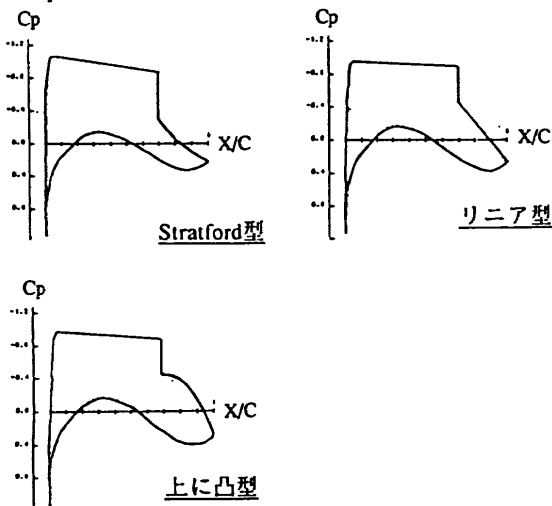


図6 衝撃波下流の圧力分布設定

また、これ以外の翼面上領域における圧力分布としては、衝撃波上流の分布として、ルーフトップ型、ピーキー型、下面の分布として、リアローディング型などが考えられる。

これらの組み合わせのうち、高CI特性を実現するために必要な圧力分布の組み合わせとして、図7に示すような5種類のタイプ（以下タイプA～Eと呼ぶ）の圧力分布を設定し、翼型の設計を行った。

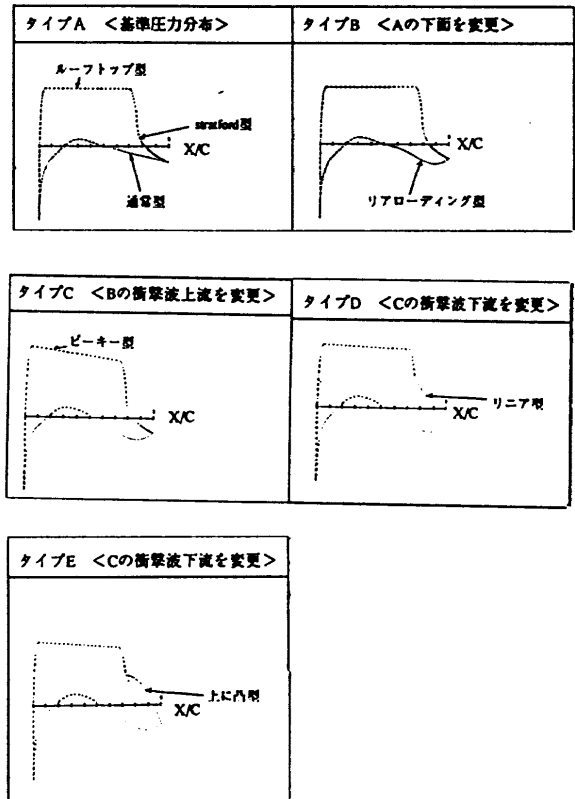


図7 設計圧力分布

### 3.3 設計結果

#### (1) 翼型及び性能評価

前項で設定した各タイプの圧力分布に対して、設計された翼型とその性能評価を図8に示す。

タイプAとタイプBの圧力分布の特徴としては、衝撃波上流は双方ともルーフトップ型だが、タイプBの場合には、下面がリアローディング型になっている点が異なる。各圧力分布に対し、それぞれ X<sub>s</sub>/C=0.76, 0.79 の衝撃波位置で実用的翼型が得られるが、CIはいずれも目標値0.814には達していないことがわかる。

タイプC～タイプEの圧力分布の特徴としては、衝撃波上流はピーキー型、下面分布はリアローディング型であるが、圧力回復形状が異なっている。各圧力分布に対し、X<sub>s</sub>/C=0.78, 0.76, 0.73 の衝撃波位置で実用的翼型が得られるが、これらのタイプでは目標値0.814を上回る揚力係数が得られていることがわかる。なかでも、タイプCにおいて、CI最大となる翼型が設計された。

	タイプA	タイプB	タイプC	タイプD	タイプE
設計圧力分布					
翼型					
Cl	0.7208 (目標値に不足)	0.7782 (目標値に不足)	0.840	0.829	0.824
評価	×	×	○	○	○

図8 翼型設計結果

(2)  $M_{DD}$  性能

上記のうち、目標Clが得られたタイプC~タイプEの翼型を対象として、図9に $M_{DD}$ 性能の比較を示す。

図中に合わせて示したYSX候補翼型に比較して、 $M_{DD}$ 限界が高Cl域側に拡大したことがわかる。また、3タイプとも特に高Cl域では、Cunningham's Criteriaによる設計効果が現われていること、3タイプのなかでは、タイプC (Stratford型)の翼型が最も広い $M_{DD}$ 限界をもつことがわかる。

(3) 巡航点での性能確認

次にオフデザイン点として、巡航点における性能の確認を行う。タイプC~タイプEの翼型について、巡航圧力分布、抵抗値Cd及び、低速性能を考慮しCpの前縁ピーク値等の検討を行った。

その結果を図10に示すが、いずれも性能的に問題はなく、境界層剥離限界点を設計点とする設計手法により、巡航状態においても妥当な圧力分布/性能が得られた。

また、今回の設計では、従来の設計法で行われているような設計点とオフデザイン点での設計修正の繰り返し

は、特に必要とはならず、設計コンセプトが正しいことが確認された。さらに、この新しい設計手法が広範囲に成立することの確認が求められる。

4. 3次元主翼設計

前項で設計されたタイプCの遷音速高Cl翼型を基本翼型として3次元展開し、遷音速高 $C_L$ 翼の設計を行った。設計にあたっては、3次元翼解析ツールとして3次元ポテンシャル流解析プログラムであるFLO22を使用した。

4.1 設計条件と設計手順

設計条件としては、翼型設計時に使用した設計条件を3次元に換算して、以下のように設定した。

- ・主翼平面形、上反角、スパン方向の翼厚比分布はYSX候補翼と同一
- ・設計マッハ数  $M=0.803$  (翼型設計 $M=0.73$ を3次元換算)
- ・設計揚力係数  $C_L=0.507$  (翼型設計 $Cl=0.840$ を3次元換算)

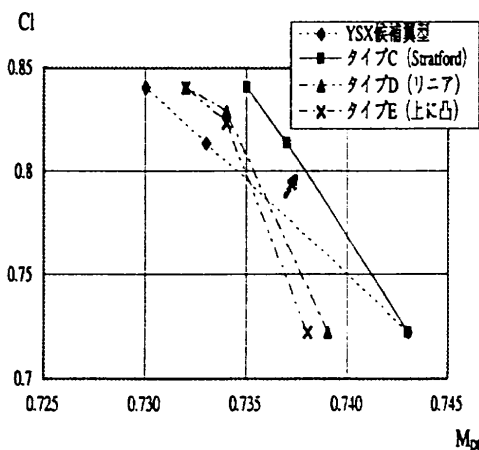


図9  $M_{DD}$ 性能の比較

	タイプC	タイプD	タイプE
巡航圧力分布 ( $M=0.71$ )			
Cd	Cl=0.840で、0.0106 (YSX候補翼以下)	Cl=0.829で、0.0100 (YSX候補翼以下)	Cl=0.824で、0.0099 (YSX候補翼以下)
Cppeak	-1.19 (YSX候補翼以下)	-1.07 (YSX候補翼以下)	-1.09 (YSX候補翼以下)
評価	○	○	○

図10 巡航点における性能

また、主翼設計の流れを図 1 1 に示す。

3次元翼の設計にあたっては、主翼各断面が2次元高Cl翼型で得られた特性を保っていることが必要である。そのため、翼根位置から翼端位置までの複数の断面において、設計した翼型と同タイプの圧力分布形状となるように断面形状を設計する。(今回は、 $\eta = 0.1$  (翼根付近)、 $\eta = 0.33$  (キック付近)、 $\eta = 0.94$  (翼端付近) の3断面に対して行った。)

次に、この翼型分布に対してねじり分布を調整することにより、翼幅方向の荷重分布を設定する。

以上により設計された翼に対して性能解析を行い、高 $C_L$ 特性の実現性について検討を行った。

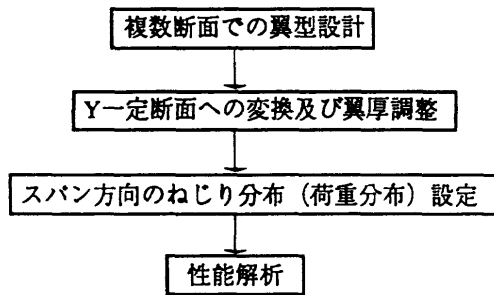


図 1 1 主翼設計手順

4.2 設計結果

(1) 主翼設計結果

揚力分布のパターンとして、誘導抵抗最小を目指した楕円型の分布をもつ主翼 (以下、'設計主翼 1' と呼ぶ。) 並びに、YSX候補翼と同様に翼幅方向中央部の揚力を抑えた形の分布をもつ主翼 (以下、'設計主翼 2' と呼ぶ。) の2タイプの主翼について設計を行った。

各翼に対するねじり分布、揚力分布、及び3次元圧力分布を図 1 2 に示す。3次元圧力分布としては、高 $C_L$ 特性を有する翼型の特性を失わないような形状が得られていることがわかる。

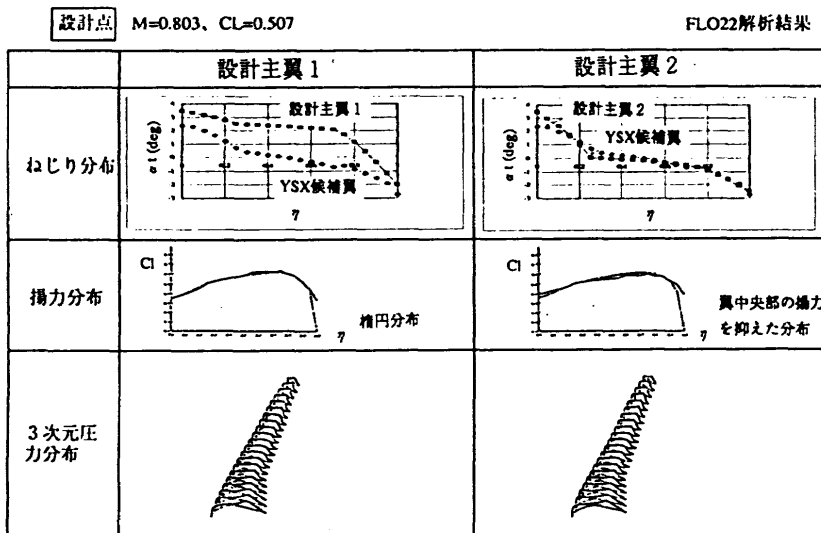


図 1 2 3次元翼設計結果

(2) 性能評価

(1) で得られた2つの主翼に対する $M_{DD}$ 性能の比較を図 1 3 に示す。設計主翼 1、設計主翼 2 ともに、YSX候補翼の巡航点に対する $M_{DD}$ 限界は劣るが、 $C_L$ 限界までの余裕は増加していることがわかる。

また、拡大した $M_{DD}$ 限界に対応して、巡航 $C_D$ をYSX候補翼の巡航 $C_L (=0.50)$ における $C_D$ と同程度 ( $C_D = 0.0130$ ) に保ちつつ、各翼に対して巡航点を設定した。その結果、設計主翼 1 の場合には、 $C_L = 0.537$ 、設計主翼 2 の場合には、 $C_L = 0.541$  となり、境界層剥離限界の拡大による高 $C_L$ 翼設計の観点からみると、高 $C_L$ 特性が実現されていることがわかる。

5. まとめ

- ・本研究において、巡航点を設計点とする従来の翼型設計法とは異なり、境界層剥離限界点を設計点とする新しい翼型設計法の開発を行った。
- ・本設計法を用い、境界層剥離限界衝撃波強さに Cunningham's Criteria、衝撃波下流の圧力回復領域に Stratford型、リニア型、上に凸型の圧力形状を用いたときの設定を行うことにより、従来の設計法のように設計点とオフデザイン点での検討を繰り返す必要なく、 $M_{DD}$ 限界を高めた、高 $C_L$ 特性を有する翼型が得られた。

6. 参考文献

[1] Cunningham, A. M. Jr. ; and Spragle, G. S. : " Constant-Shock-Jump  $C_p$  for Shock-Induced Trailing-Edge Separation, " NASA Contractor Report 4090  
 [2] Liebeck, R. H. : " A Class of Airfoils Designed for High Lift in Incompressible Flow, " J. Aircraft, Vol.10, No.10, 1973.

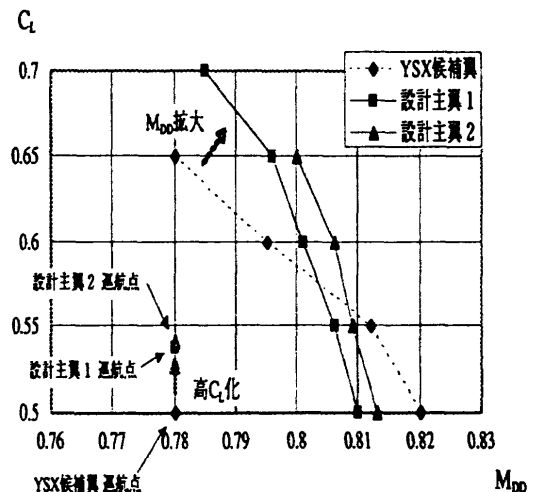


図 1 3  $M_{DD}$ 性能の比較