

設計における数値解析の活用について（その 15） — SST の主翼空力設計 —

生越 博景, 嶋 英志 (川崎重工業 (株))

Role of CFD in Aeronautical Engineering (15) — Aerodynamic design of an SST wing —

by

Hirokage OGOSHI, Eiji SHIMA (Kawasaki Heavy Industries LTD.)

Abstract

The wing of the sub-scaled unmanned experimental aircraft of NAL is designed to improve the L/D ratio. The wing section is designed especially to reduce skin friction drag, which amounts to nearly half of the total drag. For this purpose, we designed the wing section to remain laminar flow as far as possible, using UG3(3D unstructured grid CFD solver) and SALLY(3D laminar boundary layer stability analysis code).

1. はじめに

現在, 科学技術庁航空宇宙技術研究所殿を主体として, 次世代超音速輸送機 (SST) の国際共同開発に日本が積極的に参画するために必要となる技術, 特に CFD 空力設計技術を確立するためのプロジェクトが進行中である。このプロジェクトでは, CFD で設計した実験機を実際に飛行させ, CFD 設計技術の有効性を検証する。

実験機の基本的設計方針として, 解析および設計に CFD 解析を用いることが挙げられており, 弊社もこのプロジェクトに参画して実際に設計作業を行っている。そこで, この場をお借りして, 図 1 に示す小型高速実験機空力形状に対する CFD 解析結果や翼断面形状の設計検討結果を報告させていただく。

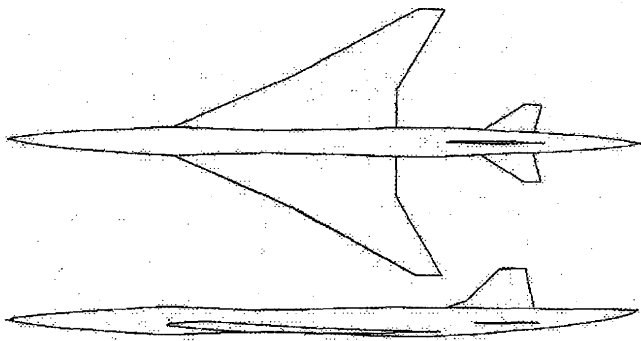


図 1. 小型高速実験機

2. 概要

この小型高速実験機空力形状に対し, 巡航時 (マッハ 2.0) の揚抗比を高めるために抗力低減技術を適用した。

一般に超音速における抗力低減技術¹⁾としては, ①体積依存造波抗力低減技術 (超音速エリア・ルール等), ②誘導抗力低減技術 (主翼平面形, 主翼 Warp 等), ③摩擦抗力低減技術 (自然層流化, 超音速層流制御, リブレット等) が適用される。これらの技術のうち, 体積依存造波抗力と誘導抗力の低減技術に関しては, 線形理論の範囲内ではあるが, かなりのレベルで確立されていると考えられる。それに対し, 小型高速実験機のような後退角の大きくアスペクト比の小さい主翼に対して, 線形理論で摩擦抗力低減を実現することは困難なのが現実であり, 非線形効果を考慮した 3 次元 CFD 解析を用いることが必要となってきた。

そこで, 本設計では図 2 に示すように, この実験機の機体規模 (全長約 11m) から摩擦抗力が全抗力の約 50% にまで達することを考慮し, 摩擦抗力低減に目標を絞って 3 次元 CFD 解析を利用した設計検討を行った。

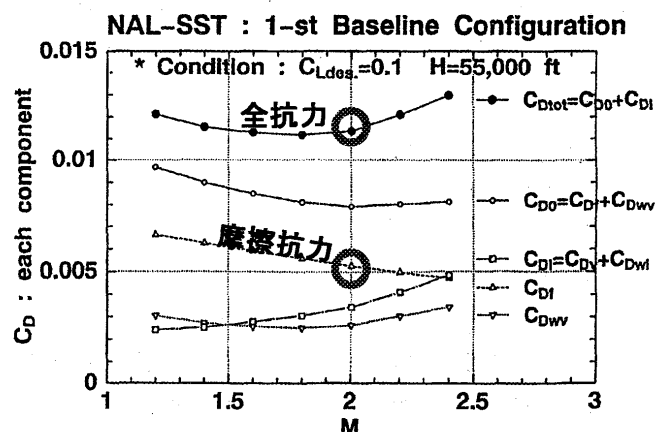


図 2. 小型高速実験機の抗力構成

(第 4 回小型高速実験機合同設計会議 合設 04-2 より抜粋)

図2の結果は、機体長が約100mの場合を想定している。よって、全長約11mの小型高速実験機の場合はRe数が低下するので、摩擦抗力係数は、この図中の値より増加することに注意する。

3. 摩擦抗力低減効果の検討手法

摩擦抗力低減技術として、複雑なシステムを必要とする境界層吸い込みによる層流制御（能動的制御）ではなく、翼断面形状を修正して境界層遷移を遅らせることができる圧力分布を実現する自然層流化（受動的制御）の概念を主翼に適用した。

主翼初期形状の翼厚分布としてNACA0003が採用されていたが、本検討の自然層流化を検討するために、亜音速において圧力最下点が後方に位置し、境界層の層流から乱流への遷移が遅れるとされているNACA6シリーズ²⁾の翼厚を新たに4種類採用した。（図3）

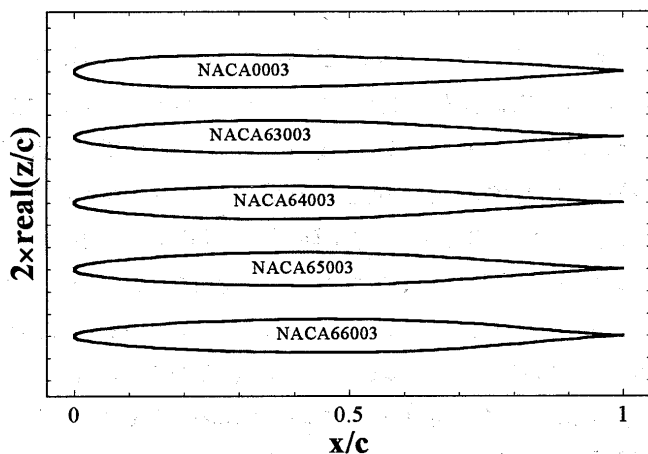


図3. 翼厚分布

これらの翼厚分布を用いた主翼に対して3次元CFD解析を実施した。このCFD解析には、弊社の3次元非構造格子、有限体積法、3次元ナビエ・ストークス方程式を基礎方程式とする3次元CFD解析ツール「UG3」³⁾を用いた。

また、設計におけるターン・アラウンド・タイムを短縮するため、これ以降の3次元CFD解析は全て非粘性で実施した。

具体的な摩擦抗力低減効果の検討手順を以下に示す。

- ①線形理論より得られた主翼Warp形状のキャンバーラインに対し、翼厚分布を付加して主翼を設計する。
- ②その主翼に対して3次元CFD解析（非粘性解析）を実施し、主流方向の主翼表面圧力分布を取得する。
- ③得られた圧力分布を用いて、圧縮性3次元層流境界層計算を実施し、層流境界層速度分布を取得する。

④得られた境界層速度分布を用いて、3次元層流境界層安定解析を実施し、複数の擾乱の増幅率を取得する。

⑤得られた擾乱の増幅率から境界層遷移開始点を推定し、摩擦抗力低減効果を検討する。

尚、この検討作業のうち、③に記述された圧縮性3次元層流境界層計算は、与えられた圧力分布がどの翼断面においても相似であると仮定した計算手法を用いている。

又、上記の作業のうち、④に記述された3次元層流境界層安定解析には、海外でも実績のある「SALLY」コードを用いている。このコードでは、擾乱の伝播方向を変化させることで、横流れ不安定（Cross Flow instability）やT-S波型不安定（Tollmien - Schlichting wave instability）を解析することが可能である。この解析コードには e^N 法が用いられている。この手法は、擾乱の初期振幅を A_0 、その後の擾乱の振幅を A とするならば、 $e^N = A/A_0$ と表わされ、擾乱が下流に伝播するに従い増幅し、その擾乱の増幅率がある閾値を超えたときに境界層遷移が始まるとする考えに基づいている。今回の小型高速実験機のように主翼の前縁後退角が60°程度の場合の境界層遷移は、そのほとんどが横流れ不安定に起因すると考えられる。この不安定の閾値はそれぞれの環境における主流の乱れ強さに依存しているが、通常の風洞試験の場合、境界層遷移の開始点は $N=7\sim11$ 付近の値を採ることが多い。しかし、実機の飛行する大気中は乱れ強さが小さいことから、今回は境界層遷移開始点を $N=25$ に設定した。

4. 翼単体の検討結果

4-1. 計算格子

小型高速実験機の超音速巡航時における主翼圧力分布と境界層遷移特性の関係を把握するために、まず最初に胴体を考慮しない翼単体の検討を実施した。計算条件は小型高速実験機の飛行条件と同一とし、諸元は以下の通りである。

- ・主流速度 : マッハ2.0
- ・迎角 : $-4 \sim +8^\circ$
- ・設計揚力係数 : $C_{L,des}=0.1$

計算格子を図4に示し、その諸元は以下の通りである。

- ・総要素数 : 約22万要素（半裁）
- 翼上面 : 60
- 翼下面 : 60
- 翼幅 : 41
- 空間 : 45
- 最小格子間隔 : 最大翼弦長/10000

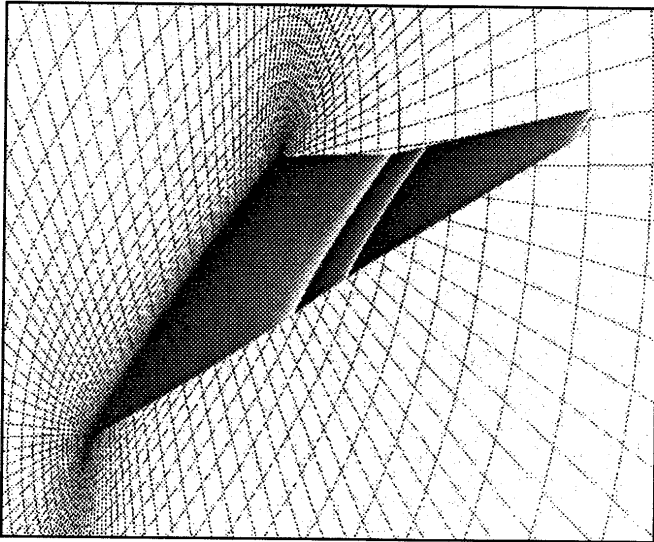
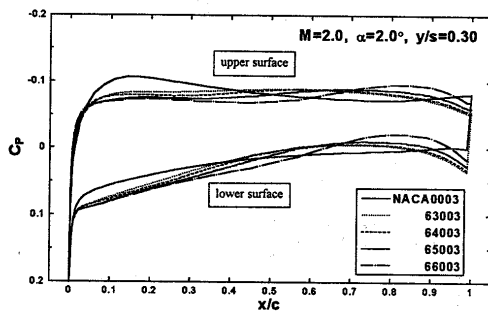
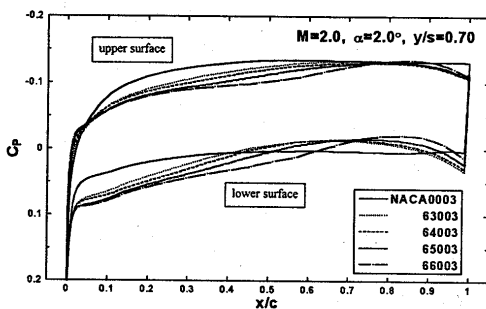


図4. 翼単体の計算格子

4-2. 摩擦抗力低減効果の検討

この主翼に対し3次元CFD解析を行い、設計揚力係数を実現する迎角 (2°) で得られた $\eta=0.3$ における圧力分布を図5-1, $\eta=0.7$ における圧力分布を図5-2に示す。

図5-1. $\eta=0.3$ における主翼表面圧力分布図5-2. $\eta=0.7$ における主翼表面圧力分布

採用した主翼翼断面は、前縁近傍の圧力勾配が大きく、それ以降の圧力勾配が一定に近い傾向を示すことが分かった。

また、NACA6シリーズの中でも最大翼厚が最も後方に位置するNACA66003翼厚を採用した場合、前縁近傍の圧力勾配が最も大きく、それ以降の圧力勾配が最も小さいことが分かった。

3章で記述したように、これらの圧力分布を用いて圧縮性3次元層流境界層計算を実施し、3次元層流境界層安定解析コード「SALLY」を用いて解析を実施した結果を、

図6-1 ($\eta=0.3$), 6-2 ($\eta=0.7$) に示す。これらのグラフは層流境界層内の横流れ不安定に起因する擾乱と、T-S波型不安定に起因する擾乱の成長率を示している。これ以降の安定解析は翼上面のみ実施し、横流れ不安定による遷移開始点の閾値を $N=25$ として評価を実施した。諸元は以下の通りである。

- ・主流速度 : マッハ2.0
- ・迎角 : $+2^\circ$ ($C_{L,des}=0.1$)
- ・飛行高度 : 15000 m
- ・大気温度 : -56.5°C
- ・前縁後退角 : 66.0° (≤ 0.5), 61.2° (> 0.5)
- ・後縁後退角 : 0.0° (≤ 0.4), 30.0° (> 0.4)
- ・その他 : 翼上面のみ。

図6-1 ($\eta=0.3$) から、翼断面形状がNACA0003の場合とNACA66003の翼厚分布を採用した場合のものを比較すると、最大厚み位置が後方に位置するNACA66003を採用した翼断面形状のほうが境界層遷移の遅れることがわかった。これは、圧力分布の最初の立ち上がり(前縁近傍の圧力勾配が大きいところ)が終了するまでの距離が、NACA0003よりNACA66003の翼断面形状の方が短いことに起因していると考えられる。後退角を有する翼に特有の不安定である横流れ不安定は、主流方向に圧力勾配が存在することで増幅する。これは、後退角を有しているが故に、主流方向に対して直角な方向の圧力分布に勾配が生じるからである。主流方向に対して直角な方向の圧力勾配が大きければ、それだけ横流れ不安定波(擾乱)も増幅しやすいが、不安定波(擾乱)が増幅して実際に境界層遷移に至るまでには、ある程度 Re 数(距離)が必要である。その必要な Re 数(遷移 Re 数)に至るまでに主流方向の主翼表面圧力分布の勾配が零、あるいはそれに近いくらい小さくなれば、横流れ不安定波(擾乱)はそれ以上増幅できなくなる。主翼上面圧力分布から、NACA63003より64003, 65003, 66003の順序に、最初の立ち上がり以降の圧力分布の勾配が緩くなった。このようなことから、NACA6シリーズの翼断面形状はNACA0003より境界層遷移が遅れ、その中でもNACA66003がもっとも遅れる解析結果が得られ

これらの圧力分布を見る限り、NACA0003の翼厚分布を採用した基本主翼形状に比べ、NACA6シリーズの翼厚分布を

たものと考えられる。この時の摩擦抗力低減効果を平板の抗力推算式を用いて推定すると、断面抗力で約 15% 低下することがわかった。

$\eta=0.7$ (図 6-2) における 3 次元層流境界層安定解析結果も同様で、翼断面形状に NACA66003 を採用したほうが、遷移位置が後方に位置し、摩擦抗力低減効果を確認することができた。

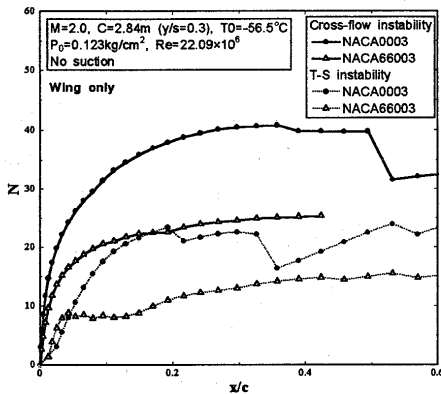


図6-1. $\eta=0.3$ における擾乱の増幅率 (翼単体)

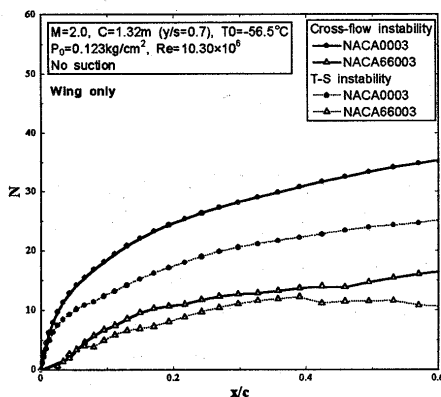


図6-2. $\eta=0.7$ における擾乱の増幅率 (翼単体)

5. 翼胴形態の検討結果

5-1. 翼胴形態の計算格子

これまで翼単体における解析を実施したが、実機には胴体が存在する。そこで、翼単体で最も境界層遷移が遅れることがわかった主翼形状 (NACA66003) と初期主翼形状 (NACA0003) の 2 種類について、翼単体と同様の計算条件のもとで、翼胴尾無しの 3 次元 CFD 解析 (非粘性) を実施した。解析に用いた計算格子を図 7 に示し、その諸元は以下の通りである。

・総要素数 : 約 47 万要素 (半裁)

最小格子間隔 : 最大翼弦長/1000

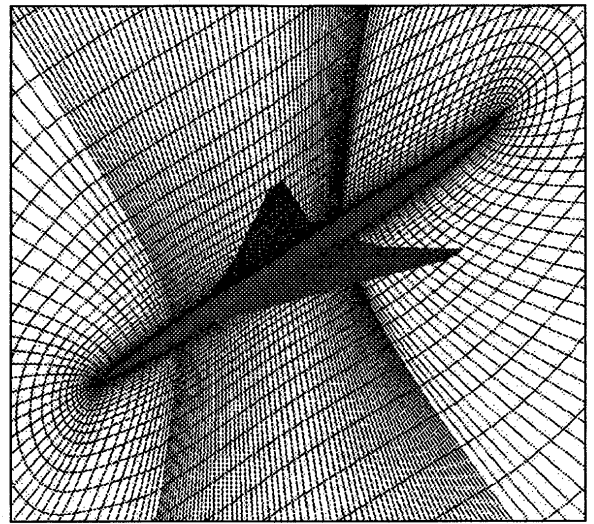


図 7. 翼単体の計算格子

5-2. 翼胴形態の摩擦抗力低減効果の検討

翼胴形態の 3 次元 CFD 解析を実施した結果、胴体の影響が顕著に現れた。翼単体の場合と翼胴形態の場合の上面圧力分布の比較を図 8-1 ($\eta=0.3$)、図 8-2 ($\eta=0.7$) に示す。

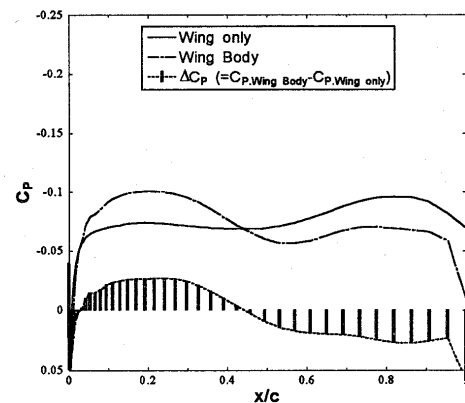


図 8-1. 圧力分布に及ぼす胴体の影響 ($\eta=0.3$)

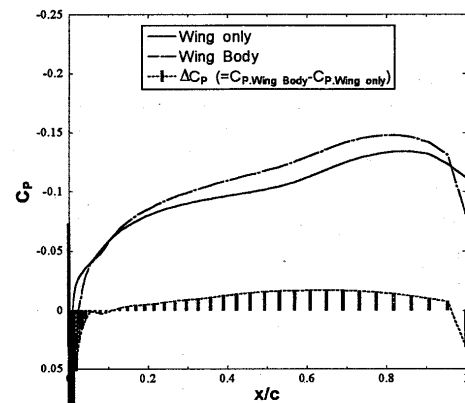


図 8-2. 圧力分布に及ぼす胴体の影響 ($\eta=0.7$)

これらを比較した結果、胴体の影響が主翼のかなりの範囲に及んでいることがわかった。特に、翼断面の前半では超音

速エア・ルールを適用した胴体の凸から発生した膨張波の影響を受けて圧力が低下し、後半では胴体の凹から発生した圧縮波の影響を受けて圧力が上昇した。また、胴体により、前縁近傍の圧力勾配が若干小さくなった。

この翼胴形態の圧力分布を用いて、3次元層流境界層の安定解析を実施した結果を図9-1 ($\eta=0.3$), 9-2 ($\eta=0.7$) に示す。図9-1から、胴体により横流れ不安定に起因する擾乱の増幅率が前縁近傍で大きくなることがわかった。これは前縁近傍の圧力勾配が胴体により小さくなったことが最大の原因と考えられる。また、胴体から発生する圧力波が膨張波から圧縮波に変化する近傍 ($x/c=0.4$) は減速域になるので、擾乱の増幅率が大きくなることもわかった。このことから、 $\eta=0.3$ における摩擦抗力低減効果は、翼単体に比べて大幅に減少した。しかし、NACA0003の摩擦抗力低減効果がNACA66003を上回ることはなかった。

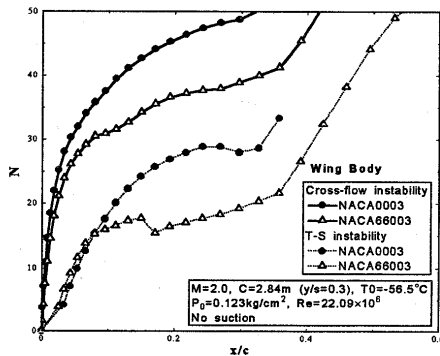


図9-1. $\eta=0.3$ における擾乱の増幅率 (翼胴形態)

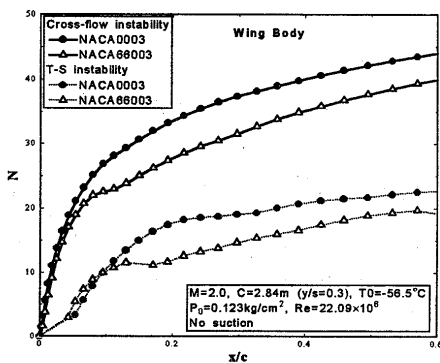


図9-2. $\eta=0.7$ における擾乱の増幅率 (翼胴形態)

摩擦抗力低減効果が確認されたNACA66003の翼厚分布を採用した翼胴形態の、体積依存造波抗力と誘導抗力を検討した結果を図10に示す。この結果から、設計揚力係数における抗力は、NACA0003よりNACA66003のほうが小さくなることがわかった。これは、NACA0003よりNACA66003のほうが前縁半径が小さくなることから、造波抗力が低減したと考えられる。

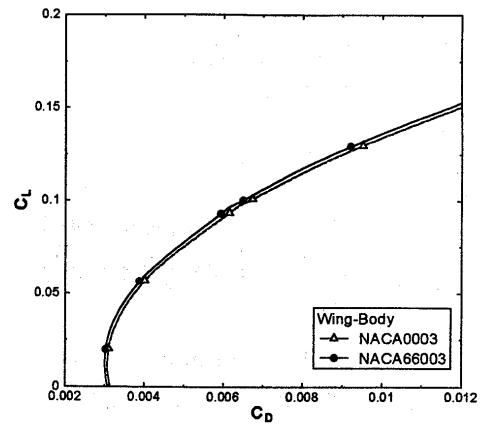


図10. 揚抗特性

6. 逆解法による翼断面設計

これまでの解析は、主翼のWarp設計 (線形理論) で得られたキャンバーラインに、既存の翼厚分布を付加することで得られた主翼形状に対して実施してきた。しかし、この方法は選択された翼断面形状の検討しかできなかった。そこで、更に摩擦抗力低減効果を引き出すために、これまでの解析で得られた圧力分布と境界層遷移に関する知見から、更に境界層遷移を遅らせることができる圧力分布を検討し、その圧力分布を実現する翼断面形状の設計を行った。その手法を以下に示す。

6-1. 逆解法

今回用いた逆解法には、以下に示す Busemann 近似 を採用した。

$$C_{P+} = C_1 \left(\frac{dz_+}{dx} - \alpha \right) + C_2 \left(\frac{dz_+}{dx} - \alpha \right)^2$$

$$C_{P-} = -C_1 \left(\frac{dz_-}{dx} - \alpha \right) + C_2 \left(\frac{dz_-}{dx} - \alpha \right)^2$$

$$C_1 = \frac{2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

$$C_2 = \frac{(M_\infty^2 - 2)^2 + \gamma M_\infty^4}{2(M_\infty^2 - 1)^2}$$

ここで、 C_{P+} は上面圧力係数、 C_{P-} は下面圧力係数、 α は機体迎角、 z_+ は翼上面の z 座標、 z_- は翼下面の z 座標、 M_∞ は主流マッハ数、 γ は比熱比を表わしている。

これらの関係式より、目標圧力分布を実現する翼断面形状の勾配 $\frac{dz}{dx}$ を得ることができる。基本的な設計の流れを図11に示す。

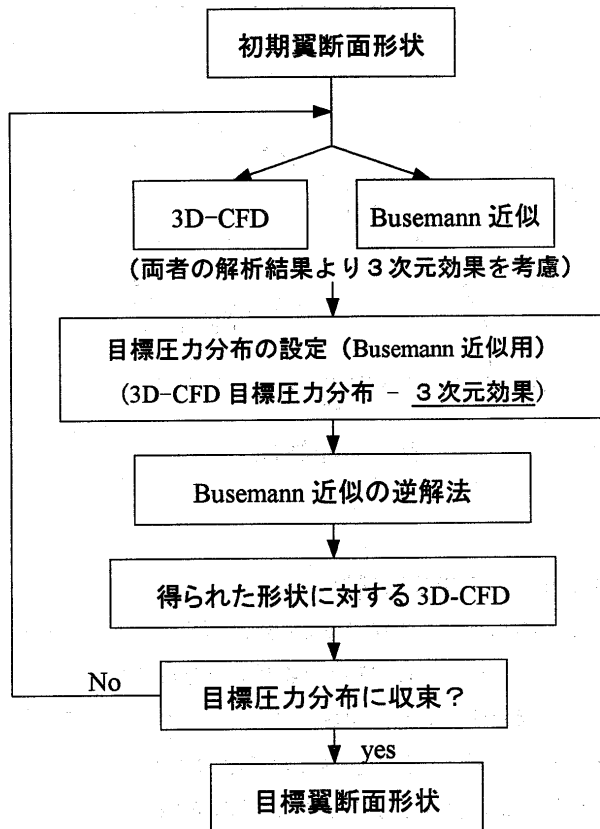


図 11. 逆解法のながれ

Busemann 近似を用いて得られる断面形状は 2 次元なので、この近似を用いた設計には 3 次元翼の影響を考慮しなければならない。そこで初期形状 (3 次元翼) に対して 3 次元 CFD 解析と Busemann 近似による各翼断面の 2 次元解析を実施する。それぞれから得られた各翼断面における圧力分布は、同一断面形状より得られたことから、この両者には一対一の関係があると考えられるので、両者の差を 3 次元効果として逆解法に導入し、Busemann 近似を用いて形状を算出した。この手法を各翼断面 (本検討では 10 断面) に対して実施し、得られた各翼断面形状を翼幅方向に結合させて 3 次元翼を設計し、その形状に対して 3 次元 CFD 解析を実施して圧力分布を取得し、目標圧力分布に収束するまで繰り返し逆解法を適用した。

6-2. 逆解法結果

小型高速実験機の翼単体に対して逆解法を適用した結果を、図 12 の示す。初期翼断面形状は NACA66003 の翼厚分布を用いた形状とした。図中の○印は境界層遷移を遅らせることができる翼上面圧力分布で、3 次元層流境界層の安定解析を実施した結果得られた分布である。この圧力分布を目標翼上面圧力分布とし、この圧力分布を実現させるために逆解法による設計を実施した結果、13 回目ではほぼ目標圧力分布を実現する翼断面形状に収束した。この主翼形状に対して 3

次元層流境界層の安定解析を実施した結果、境界層遷移が遅れることを確認することができた。(図 13)

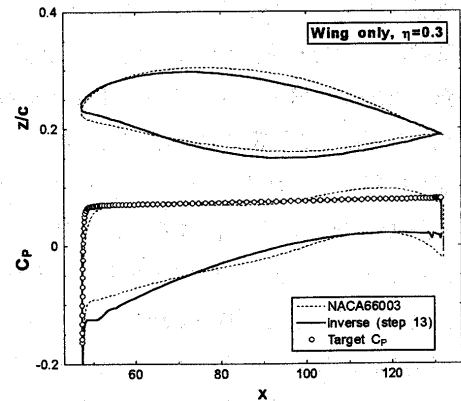


図 12. 逆解法による翼断面設計結果

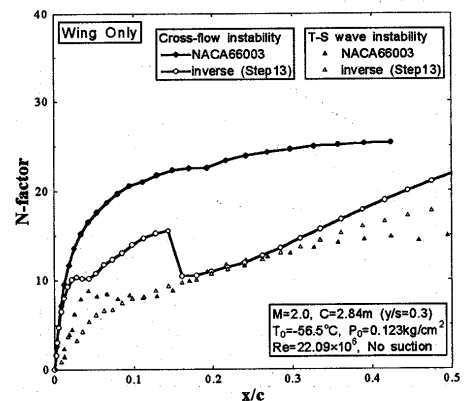


図 13. 逆解法で得られた形状における擾乱の増幅率

7. まとめ

NAL 小型高速実験機の空力形状検討作業で得られた知見を以下に示す。

- ・摩擦抗力低減 (揚抗比改善) のために主翼に自然層流化の概念を適用した。その結果、主翼の翼厚分布は NACA0003 より NACA66003 を採用したほうが摩擦抗力低減効果が大きいことがわかった。
- ・翼胴干渉が主翼表面の境界層遷移に大きな影響を及ぼすことがわかった。
- ・Busemann 近似を用いた逆解法 (超音速翼断面設計法) を構築した。

【参考文献】

- 1) 吉田憲司：“超音速旅客機の空力形状に関する要素研究について”，日本航空宇宙学会誌 第 42 巻 第 486 号別刷
- 2) I.H.Abbott 他：“Theory of Wing Section”
- 3) 嶋英志：“三次元非構造格子 NS ソルバー UG3”，第 11 回航空機計算空力シンポジウム論文集，pp.25-29