

航技研 小型超音速実験機における自然層流翼設計

吉田憲司、真保雄一、岩宮敏幸（航技研）、松島紀佐（富士通）

Natural Laminar Flow Wing Design of NAL's Scaled Supersonic Experimental Airplane

by

K. Yoshida*, Y. Shimbo*, T. Iwamiya*, K. Matsushima**

* National Aerospace Laboratory, ** Fujitsu Ltd.

Abstract

NAL has just designed an aerodynamic configuration of the un-powered scaled supersonic experimental airplane. The following design concepts for reducing supersonic drag were incorporated: arrow planform, warp, area-ruled body and natural laminar flow(NLF) wing. For the NLF wing design, an optimum design pressure distribution was investigated using SALLY code and a new inverse design method with CFD was originally developed. The designed wing was estimated to have large laminar region.

Key Words: Transition, Cross-flow instability, CFD, Inverse method, Warp

1. はじめに

次世代 SST 国際共同開発における技術開発の一環として、現在航技研では CFD 空力設計技術の確立を主目的とした小型超音速実験機開発を進めている。まずロケット打ち上げによる無推進系形態で CFD 逆問題設計技術を、次にジェットエンジン搭載形態で機体/推進系干渉を考慮した全機 CFD 最適設計技術を実証する。本報告は前者に関するものである。

2. 空力設計のコンセプト

設計に際しては超音速時の抗力低減に主眼を置き、①平面形の Arrow 翼化、②翼の Warp 化、③胴体の Area-Rule 化、④翼の自然層流化、の4つの設計コンセプトを適用した（図1）。尚、設計M数及び揚力係数 C_L は次世代

SSTの代表値として2.0及び0.1を想定した。

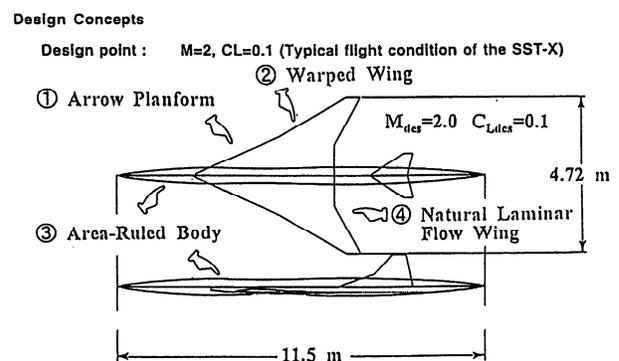


図1. 無推進系形態の空力設計コンセプト
ここで①②は揚力依存抗力、③は体積依存造波抗力の低減に有効でコンコルド開発時から既知の基本コンセプトであるのに対して、④は摩擦抗力の低減に有効で、SST 形態への適用には先例がなく独自の試みである。そこで以下では特に④の観点を中心に設計結果

を報告する。(設計全般は文献 1, 2 を参照)

3. 自然層流翼の設計

3. 1 設計手法の概要

SST に特徴的な大きな後退角を有する翼上の遷移では横流れ不安定による擾乱の増幅が支配的なため、まずこの増幅の抑制に有効な圧力分布を検討し、理想形を見い出した。次にそれを各断面毎の目標圧力分布に設定し、ある初期形状に対する CFD 解析結果の圧力分布とのずれから形状修正量を算出し、そのずれが無くなるまで同様のルーチンを繰り返す、いわゆる逆問題設計法を適用して自然層流翼の設計を行った。設計手順を図 2 に示す。

Inverse Method Design — Flowchart

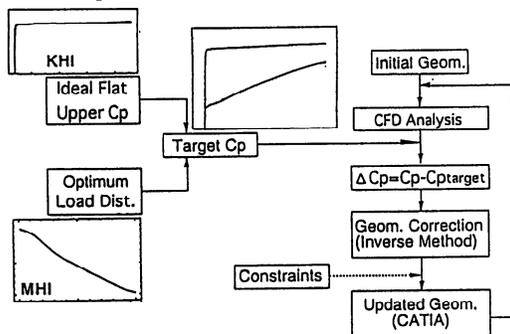


図 2. 自然層流翼の設計の流れ

尚、本設計の初期形状としては線形理論設計による第 1 次形状^{1,2)}の翼胴形態を選定し、CFD 解析には航技研所有の N-S コード³⁾を、また形状修正量の算出には今回新たに開発した逆問題設計コード⁴⁾を適用した。

3. 2 目標圧力分布の考察

一般に境界層内の横流れは翼弦方向の圧力勾配と後退角の組み合わせにより発生するため、後退角の大きい SST 主翼では翼弦方向の圧力勾配を極力小さくすることが有効と思われる。しかしながら、前縁近傍では淀み点から流れが始まるため加速領域が必要となり、大きな圧力勾配は避けられない。今、3次元境界層解析によると横流れの大きさは圧力勾

配の大きさとその翼弦方向の存在領域の長さに関係していることから、急激に加速して速やかに圧力勾配をほとんど無くしてしまうような、ステップ関数的な分布形が有効なのではないかと示唆される。そこで、実用的な遷移解析法の一つである e^N 法に基づく SALLY コード⁵⁾を用いて、ステップ関数的な各種圧力分布形の遷移特性を検討した。その結果、図 2 あるいは図 4 (Target Cp) のような圧力分布形が有効であることが見い出された⁶⁾。

一方、下面の圧力分布については、Warp 設計で決まる翼面荷重分布(上下面圧力分布の差)を基に算出し、最終的に図 2 の Target Cp のような自然層流化用の圧力分布形を設定した。

3. 3 設計結果

今回の設計は昨年度の第 3 次形状²⁾に対する実機設計上の変更点(胴体径の増加、主翼取り付け位置の後退)を受けたものだが、前回の目標圧力分布との一致度の改善も狙い、これまで以上に前縁近傍の格子密度を増加させて実施した。図 3 に設計形状(第 4 次形状)の概要を、図 4 に圧力分布を示すが、その一致度は格段に改善されていることがわかる。

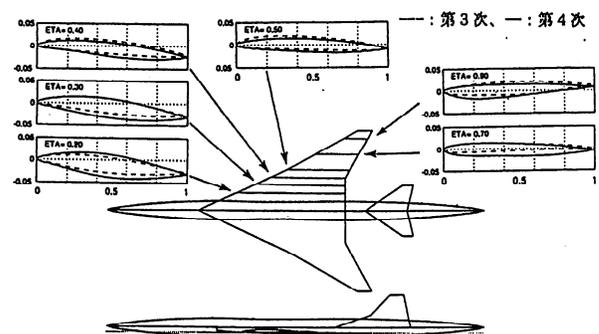


図 3. 逆問題設計の結果(第 4 次形状)

また図 5 は上段より目標圧力分布、第 3 次及び第 4 次各形状の遷移解析結果をまとめたものである。図より、第 4 次形状の遷移特性が概ね目標圧力分布の結果に似ていることから、本設計は妥当であると認められる。

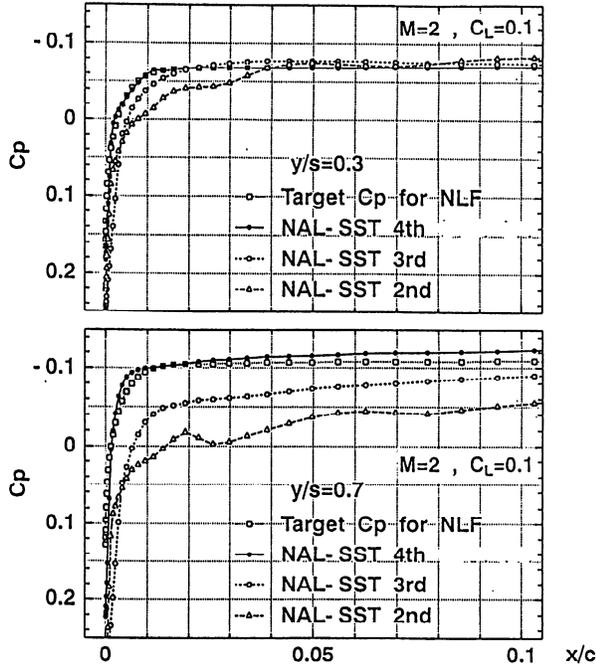


図4. 翼弦方向圧力分布(30, 70%半翼幅位置)

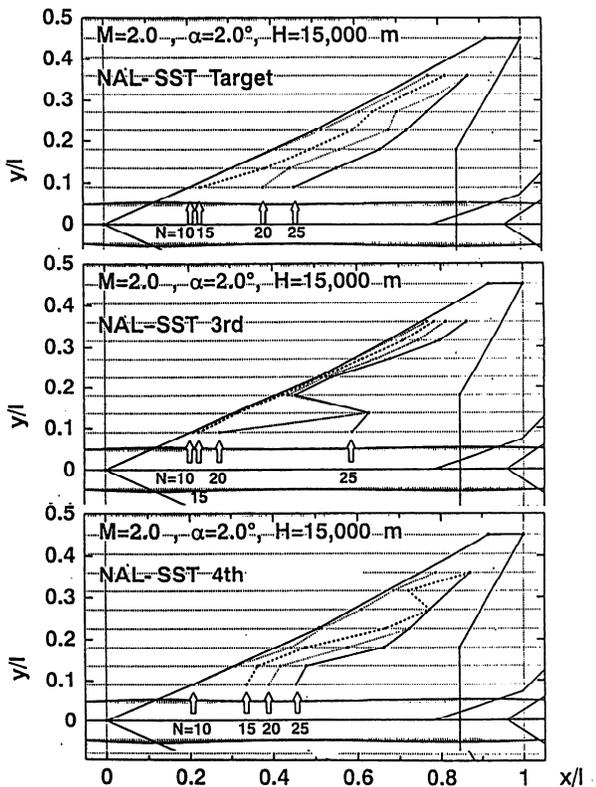


図5. 遷移位置の推定結果

尚、図5のNは各周波数毎の横流れ不安定に基づく擾乱の増幅率を流れ方向に積分した値で、遷移点はこのNの“遷移対応値”における位置として推定される。しかしながら、現在横流れ不安定が支配的な場合の超音速飛

行環境下における“遷移対応値”に対するデータベースが皆無なため、現時点では遷移位置の定量的な推定は困難である。そこで、本設計では各N値毎の層流域の傾向を把握することで、設計の優劣を評価することにした。

4. 設計形状の遷移特性解析

一般に層流翼の効果は設計点の近傍のみで有効な場合が多く、非設計点における効果の把握はコンセプトの実機適用上の観点で重要である。また通常の後退翼機では、横流れ不安定に基づく遷移以外に胴体境界層の影響による付着線汚染(attachment-line contamination)に伴う遷移の誘発も無視できない。

図6は一例としてN=20の場合の摩擦抗力特性を示す。推定に際しては平板境界層に対する層流及び乱流の経験式に濡れ面積換算を施した⁷⁾。図より、 $C_L=0.1\sim0.14$ の範囲(約1°の迎角幅)で最大の低減効果が見られ、予想通り効果の実現幅がそれほど広くないことがわかった。これは目標圧力分布における加速域の範囲の狭さに依存しており、将来の目標圧力分布の修正点として挙げられる。

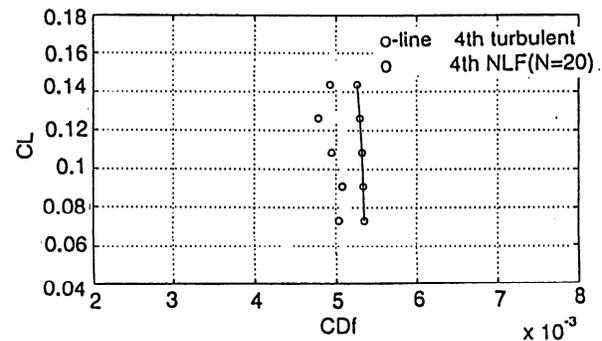


図6. 摩擦抗力特性の推定値

また図7は付着線汚染による遷移に関して、 $Pol1$ の判定指標 R^* を文献8に従って検討した結果である。尚、推定に際して壁面温度(T_w)条件をパラメタ(T_w/T_0 , T_0 は総温)とした。

図より、第4次形状の R^* は $Pol1$ の判定基準である245以下であることから、付着線汚染による遷移の誘発の可能性はないものと推定

される。これは第4次形状の前縁半径が非常に小さいことに由来している。但し、上記考察は仮定も多く、かなり初期的であるため、今後は乱れの既知な風洞における翼洞模型試験を通して、詳細な検討を行いたいと考える。

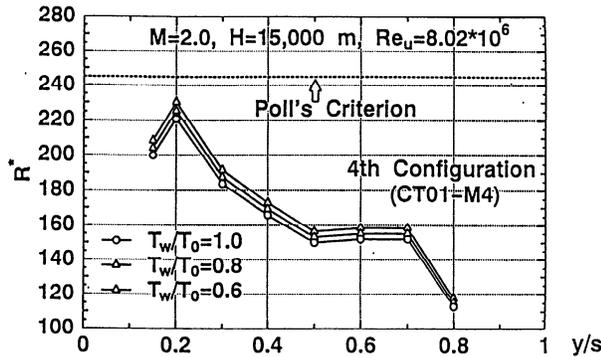


図7. 付着線汚染に関する考察

5. 今後の課題と対策

本設計上の課題は次の通りである。

- (A) SALLY コードの仮定：非圧縮近似と層流 profile 推定における円錐流近似
- (B) 自然層流化コンセプトの実験的検証
- (C) 超音速飛行試験における遷移計測技術
- (D) “遷移対応N値”のデータベースの構築

まず(A)の対策としては、筆者の一人が以前開発した圧縮性安定理論に基づく遷移解析プログラム⁹⁾を適用し、SALLY コードの結果との比較を検討中である。図8下段はその一例で20%半翼幅位置におけるN特性を示す。

両図で各周波数毎の最大N値の包絡線を比べると、前半部に関しては定性的に概ね同等と思われ、また定量的には圧縮性効果によるN値の減少も捕らえられている。しかしながら、本手法においては3次元擾乱の積分方向の問題が未解決である上、3次元境界層 Profile の推定にSALLY コードと同様のものを用いているため、今後さらに考察を深める必要があるものとする。

次に(B)については、現在国内に飛行環境と同等の低乱れを実現できる風洞が無いため、

乱れの既知な幾種類かの風洞による確認試験を通して間接的な検証を行う計画である。また(C)(D)については基礎的な検討を開始した。

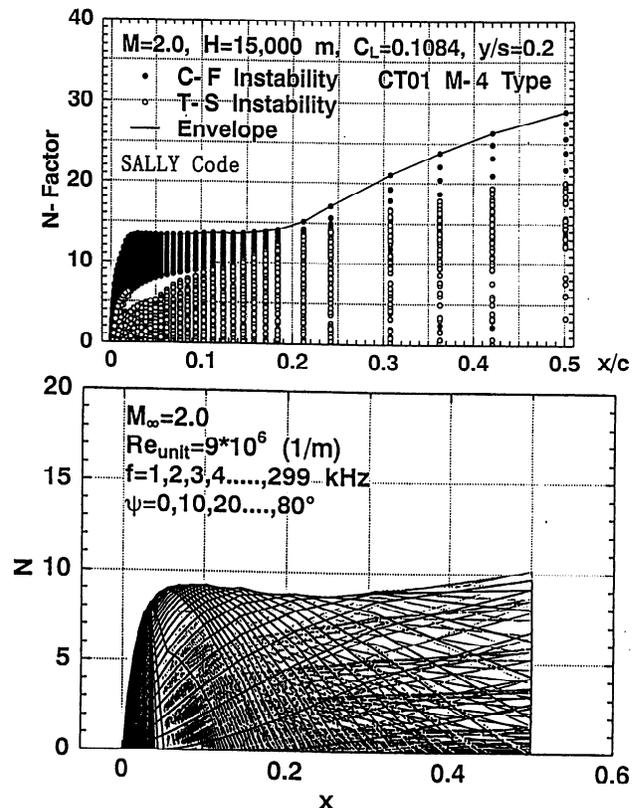


図8. 20%半翼幅位置におけるN特性

6. まとめ

超音速自然層流化を狙った独自のCFD逆問題設計法を開発し、小型超音速実験機の空力設計を行った。設計形状に対する e^N 法に基づく遷移解析の結果、設計点近傍では期待通りの摩擦抗力低減効果が推定された。

最後に本設計に際してはKHI 殿、MHI 殿の御協力を頂きました。厚くお礼申し上げます。

参考文献 1)K.Yoshida: AGARD Rep.833、2)吉田,他:第36回飛行機シンポ p.9、3)高木,他:第29回流力講演 p.365、4)AIAA 98-0602、5)AIAA-77-1222、6)生越:第47回応力連合講演 p.341、7)吉田:航空宇宙学会誌 Vol.42, No.486, p.1、8)A.Murakami,他: AIAA J. Vol.34, No.4, p.649、9)K.Yoshida,他: NAL SP-31, p.59