

Warped Delta 翼における超音速層流制御効果に関する考察

生越博景、稲垣健次郎 (川崎重工業)

石田洋治、吉田憲司、野口正芳 (航空宇宙技術研究所)

Study on Supersonic Laminar Flow Control on a Warped Delta Wing

Hirokage OGOSHI, Kenjiro INAGAKI (KHI)

Yoji ISHIDA, Kenji YOSHIDA, Masayoshi NOGUCHI (NAL)

Abstract

Since the friction drag of an SST must be reduced to improve the lift-to-drag ratio, we have investigated supersonic Laminar Flow Control on a warped wing from a viewpoint of applying it to real aerodynamic design. Then we experimentally confirmed large reduction due to suction at $M=1.4$ and numerically analyzed the stability of laminar boundary layer.

1. はじめに

次世代超音速輸送機 (SST) の輸送効率を高める揚抗比改善技術としては、圧力抗力を低減させるための Warp や Area-rule が代表的である¹⁾。これに対し、摩擦抗力低減技術として、自然層流化 (NLF) や、境界層制御 (LFC) が挙げられ、特に前者に関しては、航空宇宙技術研究所 (NAL) で進められている小型超音速実験機計画の機体に適用されている^{2,3)}。しかし、超音速での遷移機構の複雑さや、風洞の主流乱れ強さ等が原因となり、超音速機の設計に有用な境界層遷移に関する情報が少ないのが現実で、境界層遷移に関するデータベースを構築することが急務と考えられる。

これらを踏まえ、本研究では超音速における境界層遷移に関するデータベースの構築を目的とし、実機 SST を想定した主翼 Warp 形状模型を用いて、風洞試験による超音速境界層遷移の可視化、および超音速層流制御試験を実施した。また、この情報を基に、解析による境界層遷移判定法の構築および精度向上を目指し、SST の主翼設計法の確立を目指した。

2. 実験的検討

2-1. 供試体概要

図1に試験に用いた供試体を示す。供試体の平面形はデルタ翼だが、揚力依存造波抗力を低減する目的で、Warp 設計を施しており、捩じりとキャンパー分布を組み合わせた複雑な3次元形状となっている。図中のカセット部は、 $x/c=0.03\sim 0.3$ 、 $y/s=0.2\sim 0.6$ ($s=500\text{mm}$) の範囲内で、断熱化を施した可視化用、あるいは表面に約6万個の微細な孔 (直径 0.1mm) を有する層流制御用の吸い込み用カセット等を装着することが可能となっている。特に、吸い込みカセットの内部は前縁から翼弦方向に3等分割 (前縁から#1、#2、#3ブロック) され

ており、真空ポンプと流量調整用のバルブを用いて、それぞれの部分で独立に吸い込み流量を調整することが可能となっている。

また、風洞の壁面に発達する境界層 (風壁境界層) の影響により、供試体表面が全面乱流になることも考えられたので、そのような悪影響を排除する目的で、図1に示すような高さ 100mm の支持台を用いて風壁より離すこととした。

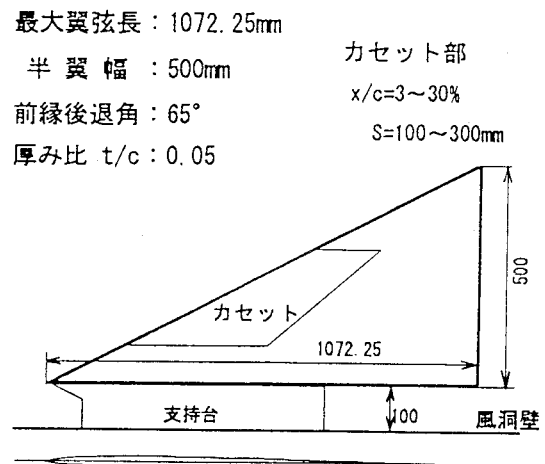


図1 供試体概要

2-2. 試験概要

試験は、図2に示すように航空宇宙技術研究所の3次元回流式超音速風洞 ($2\text{m} \times 2\text{m}$) の第3カートを用いて実施した。

本試験では、可視化試験と境界層吸い込み試験 (層流制御試験) を実施し、可視化試験では、カセット部表面における境界層の層流から乱流への遷移位置を把握する目的で液晶を用い、

供試体の迎角と風試レイノルズ数の変化に伴う遷移位置移動の把握を試みた。

境界層吸い込み試験は、可視化試験の結果を基にカセット部表面の層流域が広い条件において、吸い込みカセットを用いて実施した。吸い込みによる層流制御効果は、供試体後縁の後方190 mmの位置に設置された後流計測装置で、総圧欠損分布から断面抗力を推定し、吸い込みの有無による抗力の変化から把握を試みた。

尚、いずれの試験も試験マッハ数の上限である M1.4 を主に試験を実施した。

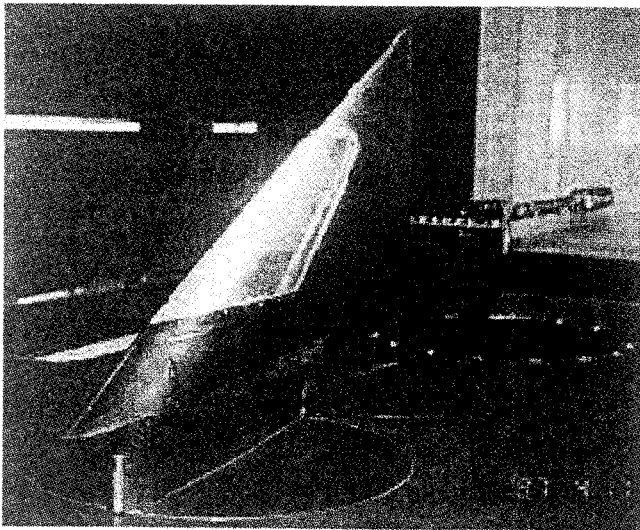


図2 風洞試験状況
(実際はこの図の下方向が風洞の側壁になり、供試体上面が風洞の床面を向いている)

2-3 可視化試験結果

層流から乱流へ遷移すると、乱流のミキシング効果により層流と乱流とは表面温度に差が生じる。そこで、その差が顕著に表れるよう、風洞総温を上下に変動させて感温液晶による遷移の可視化試験を実施した。その結果を図3に示す。

この図は、供試体の表面温度が変化する現象を捉えた写真をスケッチしたものである。模型表面には意図的に孤立ラフネスを貼付し、その後方に発生する乱流楔の温度と、スケッチした自然遷移位置から後方の温度が同じであることから、この線が遷移位置であることが分かった。

各風試条件における可視化写真に対し、同様の処理を施した結果、供試体カセット部には層流域が存在することが確認できた。また、この翼の特性として、局所翼弦長基準のレイノルズ数 Re_c が 7×10^6 付近で急激に遷移位置が移動することが分かった⁴⁾。その結果を図4に示す。

2-4 層流制御試験結果

可視化試験の結果、層流域の存在が確認できたので、その試験条件下において吸い込みによる層流制御試験を実施した。

$M=1.4$ 、 $\alpha=5^\circ$ における層流制御効果をまとめたものが図5である。 C_q は吸い込み流量係数で、計測した流量を基準量で無次元化したものであり、 CD_{total} は供試体下流で計測した総圧欠損分布 (P/P_0) から推定される断面抗力係数に、吸い込みに要するパワーロスを抗力に換算して加えたものである。(尚、本試験においては、ポンプの能力が小さいことから吸い込み流量が小さく、パワーロスに伴う抗力は、断面抗力の1%程度であった。) この結果から、 P_0 (風洞総圧) が60kPaの時に、断面抗力係数が最大で0.002減少することが確認できた。

また、境界層吸い込みを実施しない場合と $C_q=0.0002$ における CD_{total} を比較した結果を図6に示す。吸い込みを実施しない時、 Re_c が 5×10^6 以下では抗力は増加し、それ以上では増加している。一般に、レイノルズ数の増加は遷移点の前進に伴う乱流域の増加と、境界層厚さの減少を引き起こす。前者は抗力を増加させるが、後者は抗力を減少させる。このことから、 Re_c が 5×10^6 を境に前者と後者の寄与する割合が逆転したために、このような結果が得られたと考えられる。

次に、 $C_q=0.0002$ の場合では、 Re_c が 5×10^6 以下では吸い込みによる抗力低減効果が大きく現れ、それ以上の Re_c ではその効果が小さくなることが確認された。このことから、 $Re_c \leq 5 \times 10^6$ では吸い込みにより積極的に遷移位置を後退させることができたと考えられる。

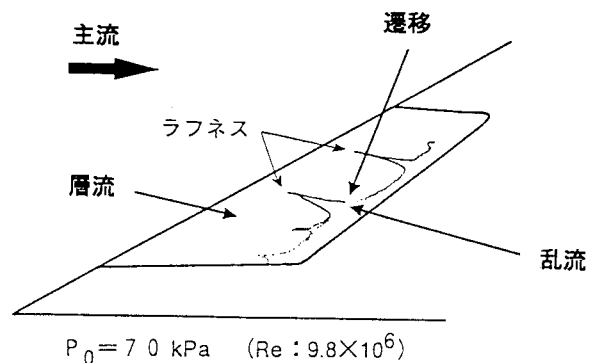


図3 遷移位置 (可視化写真のスケッチ)

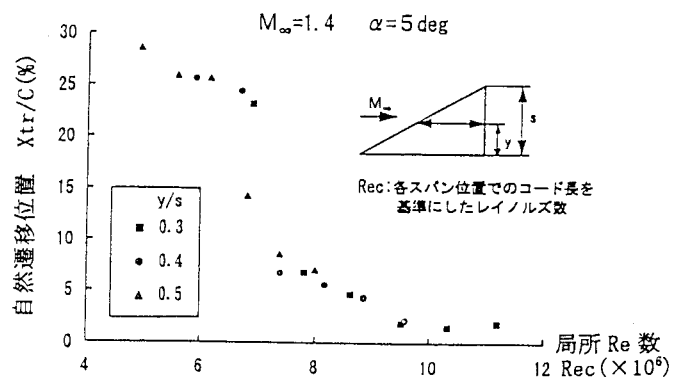


図4 可視化試験結果 (遷移位置)

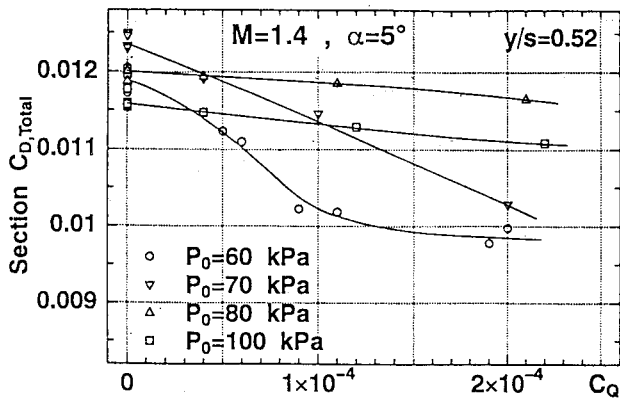


図5 層流制御効果 (CD.total~Cq)

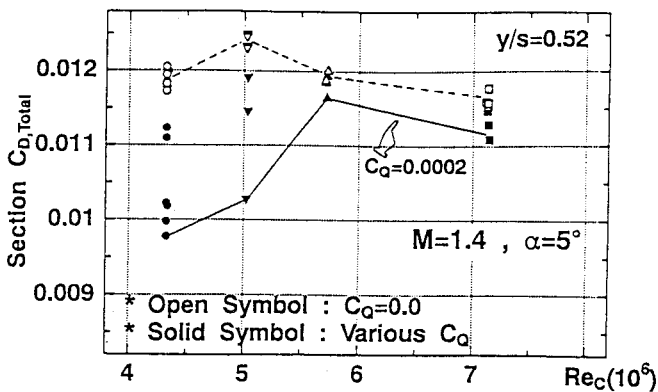


図6 層流制御効果 (CD.total~Re.c)

持台の先端部において生じた圧縮領域が、翼先端近傍の圧力場に影響を及ぼしていることが分かった。更に、支持台の前方から生じた膨張波と、支持台の後端近傍から生じた膨張波により、翼表面の圧力場に影響を及ぼしていることが分かった。CFD解析結果と風洞試験結果の比較した結果を図9に示す。

図9より、風洞試験、CFD解析結果ともに支持台の影響が現れており定性的傾向は一致している。特に安定解析に必要な $x/c \leq 0.2$ では定量的にも非常に良い一致を示している。そこで、CFD解析で得られた圧力分布を用いて安定解析を実施した。

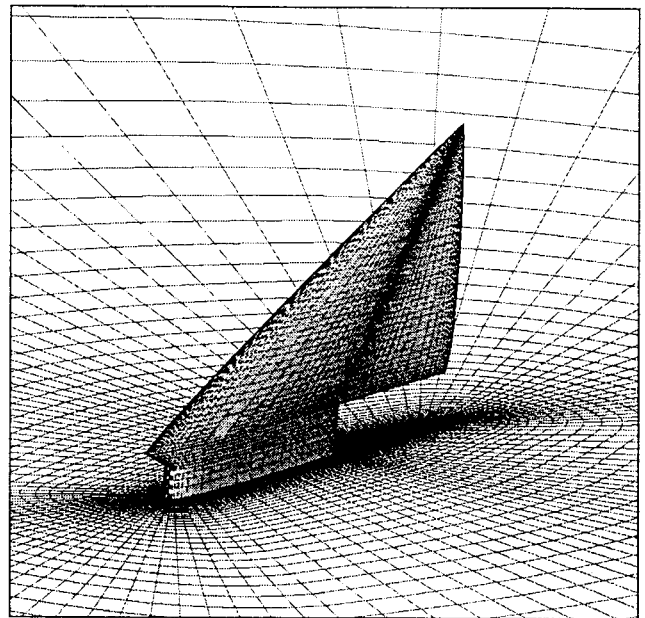


図7 計算格子

(半裁、総要素数 43 万点、Euler 用)

3. 解析的検討

3-1. CFD解析結果

先述した風洞試験結果を基に、解析による遷移位置予測の考察を行った。手順としては、まず圧力分布を取得し、そ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た。その結果得られた層流境界層の速度分布を基に、3次元層流境界層安定解析を実施した。この解析には、海外も実績のあり広く一般に使われている SALLY Code⁵⁾を用いた。尚、この解析コードは非圧縮だが、遷移現象の定性的な傾向は十分把握できると判断して解析に用いた。

一連の解析に必要な圧力分布は、風洞試験でも取得していたが、層流境界層安定解析に必要な細かい間隔のデータを得ることができなかったため、風洞試験で得られた圧力分布を補間する目的で、KHIで開発した ug3⁶⁾を用いて CFD解析を実施した。

この解析で用いた総要素数 43 万点の計算格子 (Euler 用) を図7に示す。

また、この計算格子を用いて解析した結果を図8に示す。図8は $M=1.4, \alpha=5^\circ$ における表面圧力分布と、 $y/s=0.65$ における空間圧力分布の等高線を示している。

この図より、風壁境界層の影響を排除する目的で設置した支

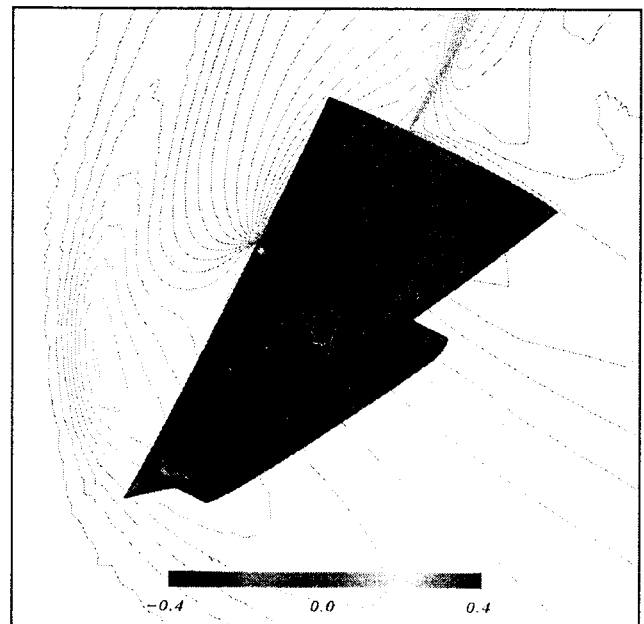


図8 CFD解析結果

($M=1.4, \alpha=5^\circ$ 、表面圧力分布と空間圧力分布)

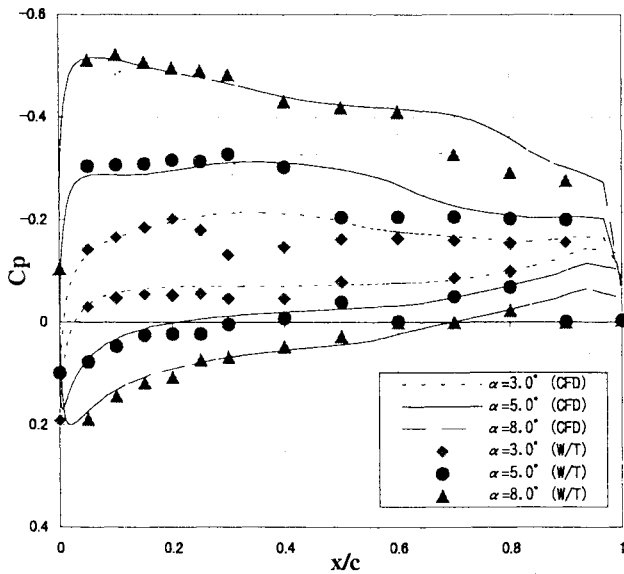


図9 CFD解析結果と風洞試験結果との比較
(M=1.4, y/s=0.65, 支持台有り)

3-2. 安定解析結果 (可視化試験結果との対応)

安定解析では、境界層外縁の主流方向に伝播する擾乱によって引き起こされる不安定をT-S波型不安定、それに対して直角な方向の不安定を横流れ不安定として、それぞれ独立に解析を実施した。擾乱の周波数は100~200,000Hzまでの範囲とした。これら各周波数について安定解析を実施した結果得られる擾乱の増幅率(増幅した擾乱の振幅と初期擾乱の振幅との比)を翼弦方向に積分して得られる包絡線を用いて遷移特性を調査した。

先述した可視化試験結果(風洞試験結果)において、供試体のカセット部で層流域が広く確認された風洞総圧 $P_0=70$ kPaと同じ条件での境界層計算と安定解析を実施した。その結果を図10に示す。この結果、本風洞模型は横流れ不安定(図中の実線)が支配的であることが分かった。これは、解析した翼断面の圧力分布が前縁で加速勾配を有しており、その結果主流に対して直角な方向(横流れ方向)に圧力勾配が生じ横流れ方向速度成分が生まれたためである。また、T-S波型不安定は、圧力分布が加速勾配を有しているため増幅が抑制されていることが分かった。

図中の“No suction”が吸い込み無しの解析結果であり、これに対応する風洞試験で得られた遷移位置は、可視化試験結果より $y/s=0.4$ において前縁から26%翼弦長程度であることから、遷移位置における擾乱の増幅率を表わすN-factorは、 $N \approx 14$ であることが分かった。(ここでNは $\ln(\text{増幅した擾乱の振幅} / \text{初期擾乱の振幅})$ を表わしている)

また、先述の可視化試験結果において、層流域が狭かった風洞総圧 $P_0=100$ kPaと同じ条件での解析を実施した結果を図11に示す。この時の遷移位置は可視化試験結果より $y/s=0.4$ において前縁から6%翼弦長程度であることから、遷移位置にお

ける擾乱の増幅率は $N \approx 11$ であることが分かった。このような解析を、実際に風洞試験で実施したその他の風洞総圧 P_0 (80、90、110、120 kPa)においても実施した結果、航空宇宙技術研究所の遷音速風洞の第3カートにおける、本風洞試験模型の遷移位置を表わす閾値Nと風洞総圧 P_0 の関係を取得することができた(図12)。この結果、遷移位置におけるNは、各断面でばらつきはあるものの、風洞総圧 P_0 の増加に伴い減少することが分かった。これは、 P_0 の増加に伴い主流の乱れ強さが増加するためと考えられる。

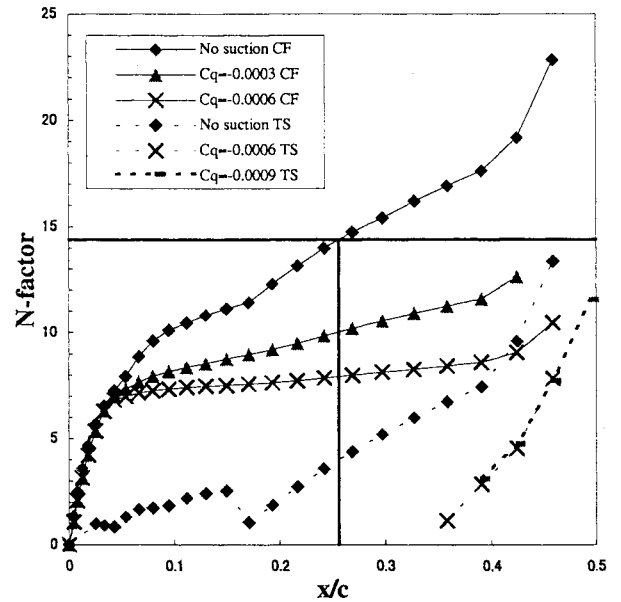


図10 安定解析結果
(M=1.4, $P_0=70$ kPa, $y/s=0.4$)

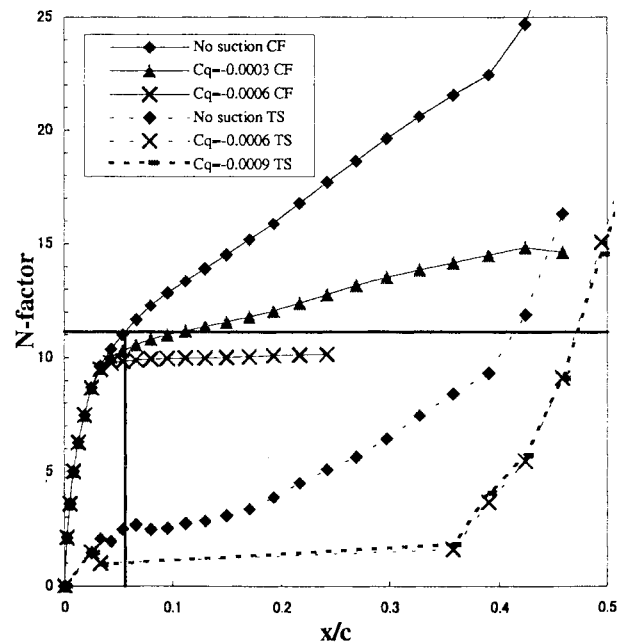


図11 安定解析結果
(M=1.4, $P_0=100$ kPa, $y/s=0.4$)

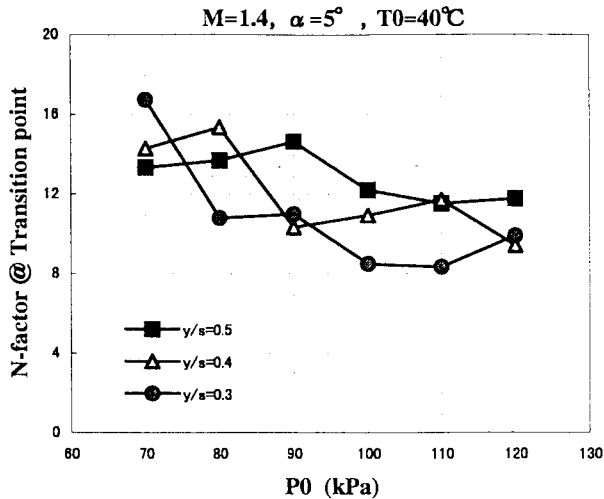


図12 遷移位置 (N-factor)

3-3. 安定解析結果 (境界層吸い込み試験との対応)

図12により、安定解析による遷移位置推定のための閾値Nが分かったので、この値を基に境界層吸い込みについての検討を行った。解析による吸い込み効果は、境界層計算実施時に境界層速度分布に反映させ、この速度分布を基に安定解析することで調査した。その結果を図10、11に示す。図中の“Cq”が吸い込み効果の解析結果である。

図10より、 $P_0=70\text{kPa}$ の時は、境界層を微弱に吸い込むことで横流れ不安定による遷移位置が大きく後退することが分かった。尚、風洞試験で吸い込みを実施したときの最大吸い込み流量係数Cqは“0.0002”であり、解析結果の最小値“0.0003”より小さな値ではあるが、閾値Nが14であることから、Cqが“0.0002”であっても40%翼弦長程度までは遷移位置が後退すると推測できる。

これに対し、図11より、 $P_0=100\text{kPa}$ の時は、吸い込み孔が設けられた最前方の3%翼弦長直前付近で、既にNが10程度まで到達していることが分かった。従って、解析した吸い込み流量係数の中で最小の“0.0003”では、遷移位置を前縁から10%翼弦長付近までしか後退させることができないことが分かった。このことから、風洞試験で吸い込みを実施したときの最大吸い込み流量係数Cqが“0.0002”程度では、遷移位置を大きく後退させることはできないと推測できる。

第2-4項で示した図7の風洞試験結果において、吸い込み効果の大きく現れた $\text{Rec}=5 \times 10^6$ に対応するのが風洞総圧 $P_0=70\text{kPa}$ であり、効果があまりなかった $\text{Rec}=7 \times 10^6$ に対応するのが $P_0=100\text{kPa}$ である。このことから、解析で得られた結果は風洞試験と同様の傾向を示しており、風洞試験で実施した境界層吸い込み試験では吸い込みにより遷移位置を後退させることができたと考えられる。

また、本試験および本解析で検討している境界層の遷移は圧縮性流体の遷移現象ではあるが、非圧縮の安定解析コードでも、

遷移位置を推定する際に必要な閾値Nが分かっていたら、遷移位置をある程度推定できることも分かった。

4. 最適圧力分布の検討

本検討で用いた風洞試験模型は、風壁境界層の影響を排除するために支持台を用いたが、本来この模型は支持台のない形状で設計されたものであり、支持台のない形状でも風洞試験を実施している。そこで支持台のない形状と(93 model)と、支持台のある形状(96 model)の比較解析を行った。更に、Warp形状が遷移特性に与える影響を調査する目的で、93 modelと96 model以外に、翼厚分布が同等でWarpしていないFlatなデルタ翼(Flat model)の解析も実施した。

遷移特性を調査するために必要となる圧力分布を取得するために、 $M=1.4$ 、 $CL=0.13$ におけるCFD解析(Euler)を実施した。 $y/s=0.4$ における結果を図13に示す。93 modelと96 modelの違いから支持台の影響が見受けられる。また、Flat modelとの比較により、Warp形状(特に93 model)は前縁近傍でサクシオン・ピークが抑制されていることから、Warp設計の妥当性を確認することができた。

この圧力分布を基に安定解析を行った結果を図14に示す。この図より、2%翼弦長までは93 modelと96 modelの横流れ不安定による擾乱の増幅率はほぼ同等だが、それより下流側では96 modelの擾乱の増幅率が93 modelのものより大きくなること分かる。これは、2%翼弦長以降の93 modelの圧力分布は平坦であるのに対し、96 modelは支持台の影響により加速勾配を有していることに起因する。このことから、Warp設計本来の支持台の無い形状は、支持台付きの形状より、遷移特性が優れていると推測できる。しかし、今回の可視化試験で得られた遷移位置の閾値は、 $P_0=100\text{kPa}$ において $N=11$ であることから、93 modelと96 modelの差はほとんど無く、航空宇宙技術研究所の遷音速風洞においては、支持台の遷移特性に与える影響は大きくないと考えられる。

また、Flat modelの解析結果は、Warp形状(93, 96 model)より横流れ不安定による擾乱の増幅率は小さく、T-S波型不安定による擾乱の増幅率が大きいことが分かる。T-S波型不安定による擾乱の増幅率が大きいのは、圧力分布に減速勾配を有していることに起因しており、横流れ不安定による擾乱の増幅率が小さいのは、前縁近傍における圧力分布の加速勾配が急であるにもかかわらず、その勾配が急である翼弦方向の領域が狭いため、擾乱が十分に増幅する前に安定な圧力分布で抑制されてしまうことに起因すると考えられる。

図15では、 $CL=0.18$ における3種類(93 model, 96 model, Flat model)の圧力分布を示す。圧力分布の定性的傾向は図15と変わらないが、この圧力分布を基に安定解析を実施した結果、サクシオン・ピークを有する圧力分布(Flat model)の減速域において、横流れ不安定による擾乱の増幅率が、Warp形状の増幅率を上回る結果が得られた。結果を図16に示す。

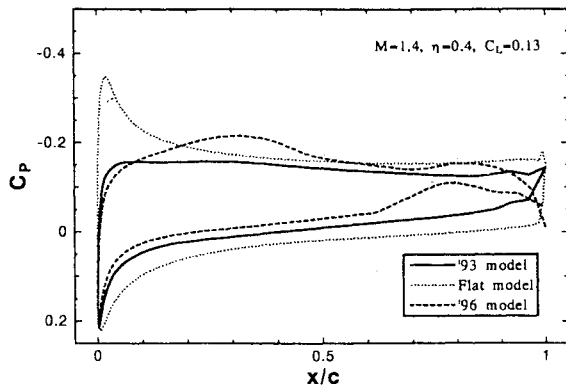


図13 CFD解析圧力分布 (Euler, M=1.4, CL=0.13)

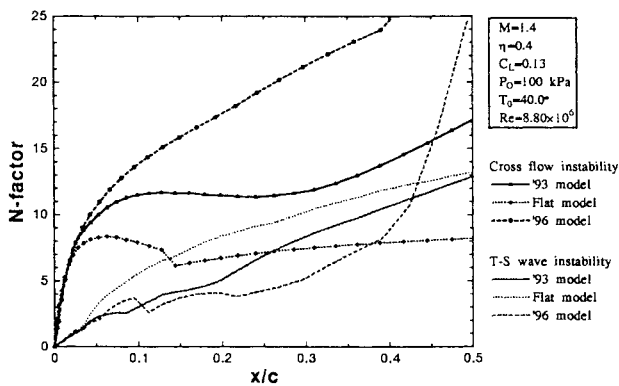


図14 安定解析結果 (M=1.4, CL=0.13)

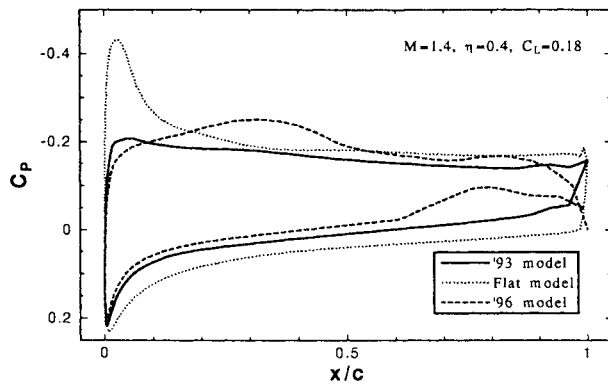


図15 CFD解析圧力分布 (Euler, CL=0.18)

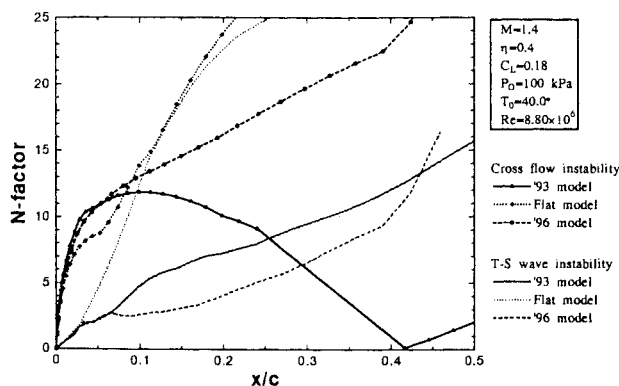


図16 安定解析結果 (M=1.4, CL=0.18)

これらの考察から、Warp 形状に対して、擾乱の増幅率を抑制するために必要な圧力分布、即ち自然層流化に適した圧力分布を適用するための設計方針を得た。以下にその方針を示す。

- ①上面の圧力分布において、前縁近傍で急激な圧力降下を実現する。(横流れ不安定波の増幅を抑制)
- ②上面の圧力分布において、急激な圧力降下の後、圧力分布を素早く平坦、もしくは若干の加速勾配を持たせる。(T-S波型不安定を抑制)
- ③下面の圧力分布は、①、②で得られた上面圧力分布と、Warp 設計で得られた圧力差分布を用いて決定する。

これらの方針を適用することで、次世代 SST の揚抗比改善に寄与することができると思われる。

5. まとめと課題

実機を想定した主翼 Warp 形状の模型において超音速層流制御効果を確認するとともに、解析作業を通じて航空宇宙技術研究所の3次元遷音速風洞(第3カート)における、遷移位置に関する閾値“N”を得ることができた。

また、主翼形状の解析を通じて、自然層流化を実現するための主翼設計方針が得られた。

今後は遷移判定手法の更なる精度向上を目指し、3次元CFD解析を有効に活用³⁾する予定である。

6. 参考文献

- 1) 吉田：航空宇宙学会誌 vol. 42, No. 486, p. 1, 1994
- 2) 生越：第 15 回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, pp. 81-86
- 3) Yoshida : AGARD-883
- 4) 野口：可視化情報シンポジウム講演論文集 vol. 17, suppl. No. 1, pp. 225-228
- 5) AIAA-77-1222
- 6) 嶋：第 11 回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, pp. 25-29