

超音速境界層：安定性と遷移予知

越岡 康弘, 谷 泰寛, 吉田 茂雄
富士重工株式会社

An Experimental and Numerical Study on Supersonic Boundary Layer
Stability and Transition Prediction.

Fuji Heavy Industries, LTD

Yasuhiro KOSHIOKA, Yasuhiro TANI, and Shigeo YOSHIDA,

ABSTRACT

Wind tunnel tests and stability analyses were carried out on supersonic boundary layer stability and transition prediction. Wind tunnel tests were performed on a swept wing model which has 45 and 65 degrees of sweep angle. To clarify transition phenomena, a boundary layer stability analysis code was developed based on the linear stability theory and wave packet method. The growth of three dimensional disturbance in the compressible boundary layer was shown by analyses.

Key Words : Supersonic, Boundary Layer, Stability, Transition, LFC

1. はじめに

航空機主翼の層流化により、摩擦抵抗が低減されることは古くから知られており、超音速機送機においても、主翼層流化による大幅な性能向上が期待されている。一般に、この種の機体は、圧縮抵抗を低減させるために後退角の大きい主翼を持つが、このような機体の主翼境界層の特徴として、横流れ不安定、空力加熱による遷移の促進や、付着層多、衝撃波の影響などが挙げられる。また、世界的には、境界層を吸込むことにより、層流境界層を強制的に保つ層流制御技術を、超音速機に対して適用する試みもなされている。このような状況を鑑み、超音速境界層の横流れ不安定、および、

超音速における層流制御に関して、風洞解析による検討を行った。

2. 風洞試験

2.1 風洞試験概要

風洞試験は富士重工業宇都宮製作所 2 ft × 2 ft 高速風洞において実施した。今回試験を実施したマッハ2における、同風洞の一樣流圧力変動 ($\Delta C_{p,rms}$) は 1% 未満であり、遷移予測に適した風洞であると考えられる。風洞試験実施状況を図 2-1 に示す。また、以下の試験条件において、圧力分布、および、液晶法による供試体

上面側の境界層遷移位置計測を実施した

- ・マッハ数 : 2
- ・後退角 : 45° , 65°
- ・迎角 : $-4^\circ \sim +4^\circ$
- ・レイノルズ数 : 4.4×10^6 (後退角 45°),
 7.4×10^6 (後退角 65°)
- ・境界層吸込み : 0 (固体表面),
流量比 0.001 (多孔表面)

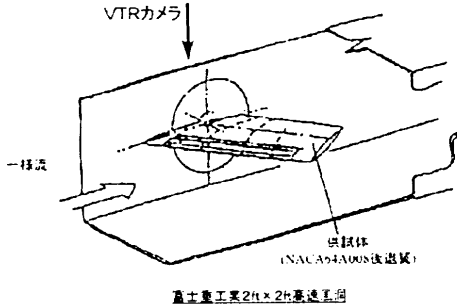


図2-1 風洞試験実施状況

2.2 供試体概要

供試体の概要を図2-2に示す。供試体はNACA64A008を前縁に垂直な断面形状として有する後退翼型であり、翼弦長は前縁に垂直に240mmである。また、前縁パネルを固体表面から多孔表面(0.1mm直径の吸込み孔が1mm間隔で分布)に変更することにより、2.5%~30%翼弦長において、境界層を吸込むことができる。境界層遷移計測のために供試体に塗布したマイクロカプセル封入型液晶の厚さは約0.02mm、塗布時の表面平滑度は高々10 μ m程度であるため、液晶により境界層遷移を促進することはほとんどない。

また、本風洞に用いた風洞はインドラフト式であり、マッハ2における通風時間が約10秒と短い。この短い計測時間内に、液晶がほぼ定常状態に達するためには、表面の熱伝導率を小さくする必要がある。本模型は上面側表面を樹脂で制作している。それに加えて、通風前に供試体を予め境界層可変温度付近まで加熱することにより、短い通風時間でも、遷移位置を計測することが可能となった。

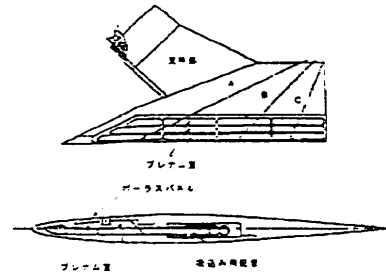


図2-2 供試体概要

2.3 計測結果概要

境界層吸込みなしの場合の上面側圧力分布計測結果を図2-3に示す。マッハ2において超音速前縁となる後退角 45° のケースでは、層流型圧力分布のような加速圧力が全域で見られている。一方、亜音速前縁となる後退角 65° のケースでは、相対的に薄翼となっているため、これよりも流れが緩くなっている。また、迎角 6° 付近で、前縁後縁両側によるものと思われる前縁サクシオンピークが生じている。

遷移計測結果を図2-4に示す。境界層遷移位置は薄く写っている部分(層流境界層)~青く写っている部分(乱流境界層)により捉えられている。固体表面の場合の遷移計測結果を図2-5に、また、後退角 45° における境界層吸込み有無における遷移計測結果を図2-6に示す。いずれの場合においても、迎角増加に伴い層流域は拡大しており、横流れ不安定が支配的で、レイノルズ数が比較的低い場合に代表的に見られる結果が得られた¹⁾。一般に、後退角が大きいくほど境界層遷移は促進されるが、ここで両者に大きな差が見られなかった。これは、亜音速2次元境界層の場合などTS (Tollmien-Schlichting)不安定が支配的な場合には、後退角 45° の圧力分布に見られるような加速圧力や層流境界層を安定化させるが、本風洞条件のような後退角の大きい場合には、3次元境界層の振れを大きくし、横流

れ不安定および境界層遷移を促進する。図2-6の後退角45°における、境界層吸込み有無における遷移位置計測結果より、境界層吸込み流量比0.001により、層剥離が30%程度(遷移レイノルズ数 1×10^6 相当)拡大することを確認した。

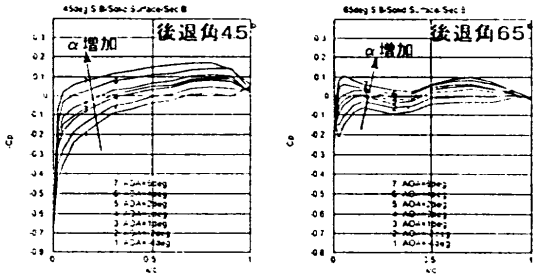


図2-3 圧力分布計測結果(境界層吸込みなし)

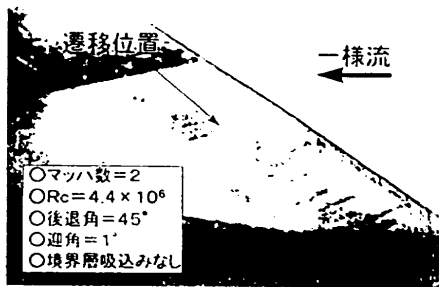


図2-4 遷移計測結果例

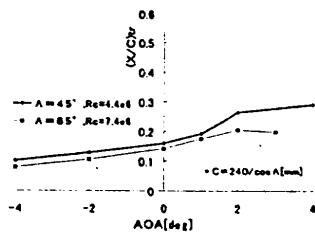


図2-5 遷移計測結果 (後退角効果/境界層吸込みなし)

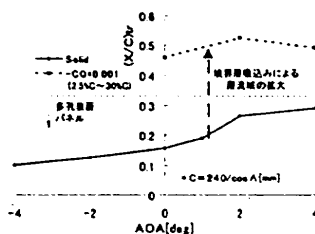


図2-6 遷移計測結果 (境界層吸込み効果/後退角45°)

3. 解析

3.1 解析手法概要

N-factor 法による遷移予測は、圧力分布計算(オイラ一法)、境界層計算(BOX法)、境界層安定解析(線形安定性理論)、および、遷移判定(N-factor 法)により構成する。空間不安定の擾乱に対して3次元圧縮性境界層における3次元擾乱を扱う場合、支配方程式に対して、パラメータが過剰となるため、拘束条件を加える必要がある。ここでは Nayfeh の方法²⁾に従い、擾乱を波束モデルとして扱った。これにより、振動数と波数ベクトルに関する擾乱の成長率が求められる。

3.2 解析手法検証

圧縮性平板境界層³⁾(図3-1)、および、2次元非圧縮境界層⁴⁾(図3-2)、いずれの条件においても、本解析手法による遷移予測値と風洞結果は良好な一致を示している⁵⁾。

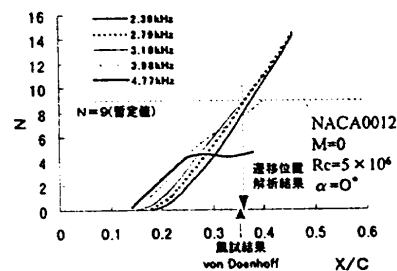


図3-1 解析法検証結果(翼型境界層)

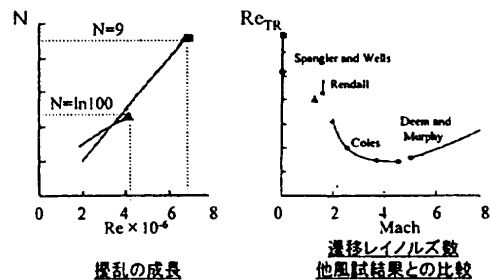


図3-2 解析法検証結果(平板境界層)

3.3 解析結果概要

風洞における代表条件として、後退角45°、迎角0°、境界層吸込みなしの条件において3次元圧縮性境

境界層の線形安定解析を実施した。

図3-3に中立安定点(増幅率0)における解析結果を示す。これにより、周波数が高い擾乱ほど前縁近くで不安定となり、横流れ不安定傾向となっていることが示された。この中立安定点を初期条件とし、擾乱の増幅を解析した結果が図3-4である。最も前縁近くで不安定となる擾乱が、全域で最も増幅しているのも、横流れ不安定の擾乱の特徴である。また、波数ベクトルの向きの変移から、擾乱は横流れ不安定から若干TS不安定傾向に移行していることが示された。ここで、横流れ不安定とTS不安定傾向は、 ψ (波数ベクトル-境界層外縁の速度ベクトルの角度)により判断している。

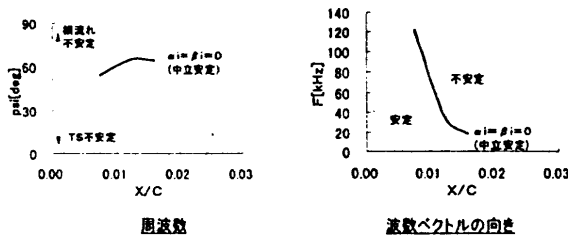


図3-3 中立安定特性解析結果

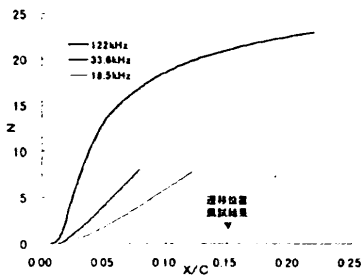


図3-4 擾乱の増幅解析結果

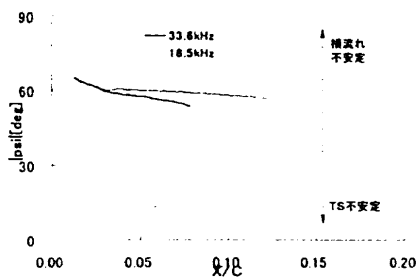


図3-5 波数ベクトルの推移

4. まとめ

3次元超音速境界層の安定性と境界層遷移予測に関する風洞実験、および、境界層安定解析を実施した。風洞実験においては、3次元圧縮境界層の遷移に関するデータを取得し、境界層遷移位置に対する、後退角の効果、迎角の効果、境界層吸込みの効果を確認した。また、境界層安定解析により、風洞代表ケースの擾乱の特性を把握するとともに、N-factor法が遷移予測に有効な手段であることを示した。

○参考文献

- 1) Galkin, V.M., Babitch, O.V., Shepavalov, O.K. : Experimental Study of Crossflow Instability and Laminar Turbulent Transition on a Swept Wing., ICAS-92-4.4.3, 1992.
- 2) Nayfeh, A.H. : Stability of Three Dimensional Boundary Layers., AIAA.J., Vol.18, No.4, 1979, pp.406-416.
- 3) Mack, L.M. : Linear Stability Theory and the Problem of Supersonic Boundary Layer Transition., AIAA.J., Vol.13, No.3, Mar, 1975, pp.278-289.
- 4) Von Doenhoff, A.E. : Investigation of the Boundary Layer about Symmetrical Airfoil in a Wind Tunnel of Low Turbulence., NACA Rept.L-507, 1940.
- 5) Yoshida, S. and Tani, Y. : An Experimental and Numerical Study on Supersonic Laminar Flow Control., AIAA-93-3960.