

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1437

小型超音速ロケット実験機の自然層流翼の風洞試験および 解析による検証

杉浦裕樹・高木正平・徳川直子・西沢啓
吉田憲司・野口正芳・上田良稻

2002年2月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN

小型超音速ロケット実験機の自然層流翼の風洞試験および 解析による検証*

杉浦裕樹*¹ 高木正平*¹ 徳川直子*¹ 西沢啓*¹
吉田憲司*² 野口正芳*² 上田良稻*³

Experimental and Numerical Validation of the Natural Laminar Flow Wing of Non-powered Experimental Airplane for Supersonic Transport *

Hiroki SUGIURA *¹ Shohei TAKAGI *¹ Naoko TOKUGAWA *¹ Akira NISHIZAWA *²
Kenji YOSHIDA *³ Masayoshi NOGUCHI *³ Yoshine UEDA *⁴

ABSTRACT

Transition characteristics on the natural laminar flow wing of a non-powered scaled supersonic experimental airplane was measured by hot-film sensors and an infrared camera in two supersonic wind tunnels at Mach 2. In order to suppress the growth of crossflow instability which dominates the transition on highly swept wings, the pressure falls very rapidly in the vicinity of leading edge of the wing, so as to minimize the crossflow velocity components. From test results, the unit Reynolds number had no effect on the transition Reynolds numbers of the wing. The transition Reynolds number was 0.8 million at 70% semi-spanwise location at Mach2 at the angle of attack of 2 degrees. Tollmien-Schlichting instability dominates the transition and crossflow instability was found to be suppressed on the wing. Considering the influence of surface roughness and freestream turbulence, the transition at 70% semi-spanwise position at Mach2 at the angle of attack of 2 degrees in flight is estimated to be located at 50% chordwise position.

Keywords: Transition Measurement, Hot-film, Infrared Camera, Natural Laminar Flow

概 要

小型超音速ロケット実験機の自然層流翼の遷移特性をホットフィルムと赤外線カメラを用いて計測した。高後退翼の遷移を支配する横流れ不安定の発達を抑制するために、自然層流翼では前縁付近の急加速領域を狭くすることで横流れ速度成分を抑えている。本翼の遷移 Reynolds 数は単位 Reynolds 数に依存せず、設計迎角 ($\alpha = 2^\circ$) において 70% 半翼幅位置における遷移 Reynolds 数は 0.8×10^6 であることがわかった。線形安定解析結果から本翼の遷移を支配する不安定性は Tollmien-Schlichting 不安定性であり、横流れ不安定は設計通り抑制されていることがわかった。表面粗さと主流乱れの影響を考慮すると、飛行試験時 $M = 2$ 、 $\alpha = 2^\circ$ (設計迎角) において 70% 半翼幅位置の遷移位置は約 50% 翼弦長と推定された。

記 号

-
- * 平成 13 年 10 月 29 日受付 (received 29 October 2001)
 - *¹ 流体科学研究センター (Fluid Science Research Center)
 - *² 次世代航空プロジェクト推進センター (Next Generation SST Project Center)
 - *³ 重点研究支援協力員 (Supporting Staff for Primary Research)

- c 翼弦長、m
- C_p 圧力係数
- C_{Prms} 静圧変動係数。静圧変動の RMS 値を動圧で無次元化した値。
- h ラフネスの高さ、 μ
- k ラフネスの平均高さ、 μ

M	マッハ数
M.A.C.	平均空力翼弦
P_0	風洞総圧
P_{02}	ピトー圧。プローブ先端で測定される衝撃波下流の総圧。
P_{02}'	ピトー圧変動
$P_{02}'_{rms}$	ピトー圧変動のRMS値
p_0	衝撃波上流の総圧
p_1	衝撃波上流の静圧
p_2	衝撃波下流の静圧
p_{o2}	衝撃波下流の総圧
Re	レイノルズ数
$Re_{M.A.C.}$	平均空力翼弦長を基準とするレイノルズ数
Re_{unit}	単位レイノルズ数
$Re_{x,tr}$	レイノルズ数
RMS	自乗平均平方根
s	半翼幅、m
U_e	境界層外縁における外部流線方向の速度
x	翼弦方向の距離、m
y	翼幅方向の距離、m
	迎角、度
	横滑り角、度
	空気の比熱比、1.4
	境界層厚さ
μ_e	境界層外縁における粘性係数
ρ_e	境界層外縁における密度
	擾乱波の伝播方向の外部流線に対する角度

1. 序 論

航空機の抗力は圧力抗力と摩擦抗力に分けられるが、次世代超音速旅客機（SST）においては摩擦抗力が全抗力のうち約35%程度を占め、その低減は機体の揚抗比向上に極めて有効である。摩擦抗力低減手法の一つに、境界層遷移を遅らせるように圧力分布を最適化する手法がある。この手法は自然層流化とよばれ、境界層吸込みや壁面冷却のように外部からのエネルギーの注入を必要とせず、エネルギー効率の観点から極めて有効である。また気流条件によって吸込み孔により縦渦が生成される現象¹⁾や、3次元流れに対して壁面冷却による層流化効果は非常に弱い²⁾ことが報告されており、現時点で両手法のSSTへの適用可能性は低い。そこで現在航空宇宙技術研究所で研究開発が進められている小型超音速実験機（ロケット実験機）では、造波抗力を含む圧力抗力特性を最適化した翼に自然層流化を適用し、更なる抗力低減を図った³⁾。

一般にSSTのように大きな後退角を持つ翼では境界層内の微小擾乱に対して横流れ不安定が支配的な役割を果たして、前縁付近の三次元境界層を遷移に導くことが知られている。本翼では横流れ不安定を抑えるために、翼前縁近傍の加速領域を可能な限り小さくした（図1）。これは加速領域を小さくすることにより翼幅方向の圧力勾配が小さくなり、横流れの発生が抑制されるからである。同時にTollmien-Schlichting不安定を抑制するために、急加速後に緩やかな順圧力勾配を設けた。

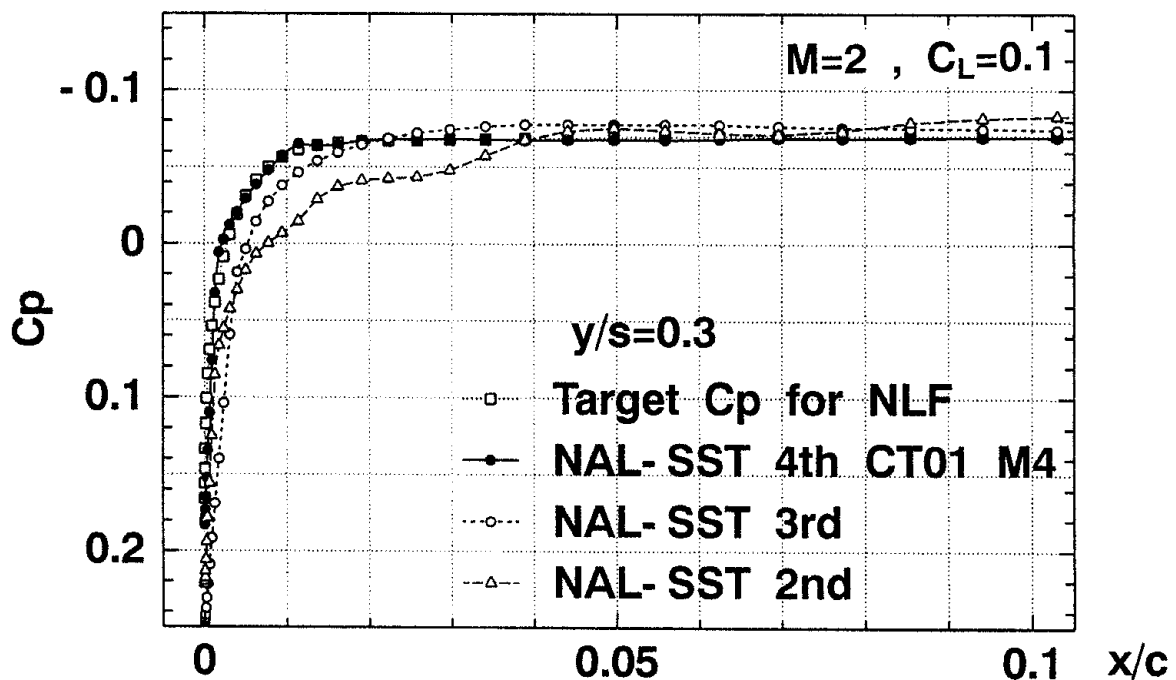


図1 設計迎角における自然層流翼の圧力分布

自然層流翼に関してはF-111/TACT(後退角26度まで)、F-14(後退角35度まで)、Boeing 757(後退角21度)、Dassault Falcon 50(後退角35度)等、過去に飛行試験が数例報告されているが^{4), 5), 6)}、それらはいずれも遷音速以下の速度かつ40度以下の後退角に限られる。60度以上の後退角を持つ自然層流翼は本機が初めての設計となる(内翼部後退角66度、外翼部後退角61.2度)。そこで本研究では60度以上の高後退翼における超音速自然層流効果を検証する目的で、本自然層流翼の遷移特性を実験的に調べた。本稿ではこの風洞試験結果を述べるとともに、その計測結果をもとに飛行条件における遷移位置の予測を試みる。

2. 風洞試験

2.1 試験設備

超音速機における境界層遷移を実験的に模擬するためには、飛行環境に近い低乱流低騒音環境と高いRe数を実現する必要がある。しかし、飛行環境における静圧の変動圧力係数(C_{Prms})は0.03~0.08%と非常に小さい⁷⁾。上記の二つの条件を同時に満たす超音速風洞は希少であり⁸⁾、飛行試験と風洞試験では10度円錐上の境界層遷移位置は大きく異なる⁷⁾。そこで本研究では、Re数の小さい低乱流風洞と、気流乱れが比較的小さくかつ、小さいRe数から大きいRe数までの試験が可能な風洞の2種類を使って遷移を計測し、飛行条件における遷移位置を評価した。著者らは前者の風洞として富士重工業(株)所有の真空吸込式超音速風洞(以下、FHI高速風洞と称する)を、後者の風洞として仏国国立航空研究所(ONERA)所有の循環式超音速風洞(以下、S2MA風洞と称する)を採用した。真空吸込式風洞では測定部が調圧弁よりも上流に設置されており、測定部上流に擾乱源である送風機や調圧弁が存在する他形式の遷・超音速風洞と比較して、気流の乱れが非常に小さく⁹⁾、本風洞では $C_{Prms} = 0.05\%$ が報告されている¹⁰⁾。S2MA風洞では、風洞総圧が20~250kPaの範囲で制御可能であり、広範囲の単位Re数における試験が実施可能である。循環式風洞ではsolid wallタイプが最も低乱流で、本風洞の気流乱れは、 $C_{Prms} = 0.20\%$ と報告されている¹¹⁾。この値は一般的な吹出し式風洞における $C_{Prms} = 2.0\%$ [ONERA-S3風洞]²⁾と比較して小さく、また飛行環境における $C_{Prms} = 0.03 \sim 0.08\%$ ⁷⁾と比較してかけ離れて大きい値ではない。

2.2 試験装置

S2MA風洞では実験機の縮尺23.3%の全機模型(全長1870mm、全幅1100mm、図2)を用いた。S2MA風洞の測定部の大きさが1.93m幅×1.75m高であるのに対し、FHI高速風洞の測定部の大きさは61cm四方と小さい上



図2 縮尺23.3%の全機模型

に風洞総圧は大気圧に固定され、風洞の単位Re数の増加は困難である。そこでFHI高速風洞の試験Re数がS2MA風洞の値に近くなるように、可能な限り模型の縮尺を大きくする目的で、縮尺15.7%の半裁模型(全長1139mm、半翼幅370mm、図3)を用いた。

半裁模型には静圧孔の境界層遷移への影響を避けるために、同一形状の圧力模型と遷移計測模型(図3)が存在する。圧力模型は30%、50%、70%半翼幅位置に合計40点の圧力孔を有する。遷移計測模型には、30%、70%半翼幅位置にそれぞれ28点と32点のマルチ・エレメントタイプのホットフィルムが翼面にフラッシュに装着され

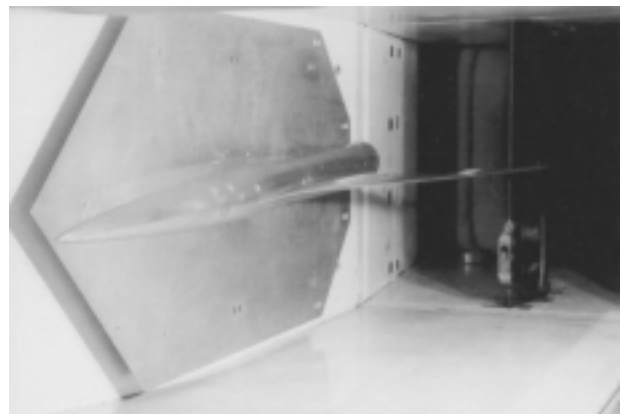


図3 15.7%半裁模型

ている。

一般に半載試験では壁干渉と模型の支柱の影響が大きいことが知られている¹³⁾。そこで風洞壁境界層の影響を避けるために半載模型に支柱を設けて風洞壁より 34mm 離れた。更に支柱と模型の間に反射板を設置し、反射板の前縁を鋭くした(図3)。このため、反射板前縁及び支柱で生じる衝撃波は反射板と風洞壁の間に閉じ込められ、その影響は模型に及ばない¹⁴⁾。さらに反射板先端から模型機首までのわずかな距離(39mm)でも極めて薄い境界層が発達するので、その影響を避けるために模型と反射板の間隔も 1mm 離れた。

一方 S2MA 風洞で用いた全機模型は静圧孔の境界層遷移への影響を避けるために、左翼で圧力計測を行い、右翼でホットフィルムと赤外線カメラを用いて遷移計測を行った。左翼の 30%、50%、70% 半翼幅位置に合計 37 点の圧力孔を設けた。一方右翼の 30%、70% 半翼幅位置にそれぞれ 28 点と 40 点のマルチ・エレメントタイプのホットフィルムを翼面にフラッシュに装着した。また本模型は両翼の 12.8 ~ 75.5% 半翼幅位置の範囲に合成樹脂製の断熱部を有するため、赤外線カメラにより表面温度分布の計測が可能である。

複数の風洞における遷移データの間が生じる不一致の原因は主として表面粗さと主流乱れである。そこで、二つの模型の表面粗さはいずれも中心線平均粗さで $0.2\mu\text{m}$ 以下と極めて小さく抑えた。この値は代表的な遷移計測模型である AEDC10 円錐模型の中心線平均粗さ $0.25\mu\text{m}$ ¹⁵⁾ 以下の値である。一方、風洞の気流乱れを調査する目的で、両風洞で非定常圧力センサにより一様流の総圧変動を計測した。FHI 高速風洞では半載模型と反射板を取り外し、風洞中心における一様流の気流乱れを計測した。計測は測定部の中心に 10° 円錐模型を設置し、その先端にフラッシュに設置された直径 1.6mm の非定常圧力センサを用いて行った。S2MA 風洞では自然層流翼の遷移計測と同時に一様流の気流乱れを計測した。全機模型は、機首左舷側に着脱式のプローブを有し、そのプローブ先端に直径 1.6mm の非定常圧力センサがフラッシュに設置されている。本プローブ先端は $M = 1.5$ 以上のマッハ数において機首衝撃波の上流の風洞中心付近に位置し、遷移計測と同時に風洞中心における気流乱れが計測可能である。

3. データ処理

3.1 遷移点の定義

遷移計測においては計測手法の違いに由来するデータのばらつきが存在する^{16),17)}ので、各手法について遷移点を無矛盾に定義する必要がある。大量の超音速の遷移データを整理した Bertram & Neal¹⁷⁾は、遷移点を最大熱

伝達率の位置とすると矛盾が最も小さいことを示した。そこでここでは赤外線カメラ画像における遷移点の位置を最大表面温度の位置と定義する。一方表面に設置されたホットフィルムの信号に関しては、変動の RMS 値が極大値を示す位置がバーストの周波数が最大値を示す位置と一致し、最大表面温度の位置とも近接することが確立されている^{18),19)}。そこでここではホットフィルム信号の変動の RMS 値が極大値を示す点を遷移点と定義する(図4の矢印の位置)。

3.2 気流乱れ

超音速流において総圧を計測する際はプローブの前方に垂直衝撃波を持つことになり、プローブ先端で測定される総圧は衝撃波下流の総圧 P_{02} (以下、ピトー圧と称する)となる。従って、激み点に設置された非定常圧力センサを用いて計測される総圧変動はピトー圧 P_{02} の変動である。そこで過去の研究^{7),15)}と同様に、ここでは総圧変動はピトー圧 P_{02} の変動成分の RMS 値をピトー圧 P_{02} で無次元化した値 $P_{02}'_{rms}/P_{02}$ と定義する。ピトー圧変動成分の RMS 値は非定常圧力センサ出力電圧の変動成分の RMS 値に無風時の非定常圧力センサの圧力較正により求めた較正係数を乗じて算出した。ここでピトー圧 P_{02} の値は Rayleigh の Pitot 公式から算出した：

$$\frac{P_{02}}{P_0} = \frac{P_{02}}{P_2} \frac{P_2}{P_1} \frac{P_1}{P_0} = \begin{pmatrix} 1 + \frac{1}{2} M^2 \\ 2 + \frac{1}{2} M^2 \\ 1 + \frac{1}{2} M^2 \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} 1 \\ 2 \\ 1 \end{pmatrix} \quad (1)$$

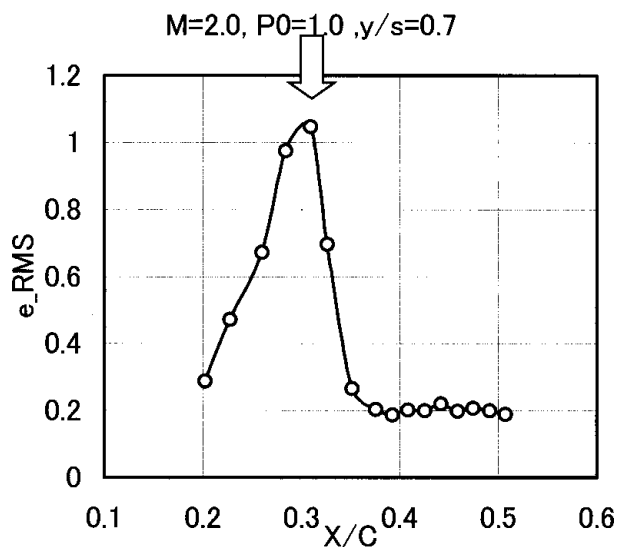


図4 ホットフィルム信号変動成分のRMS値の翼弦方向分布例と遷移点の定義

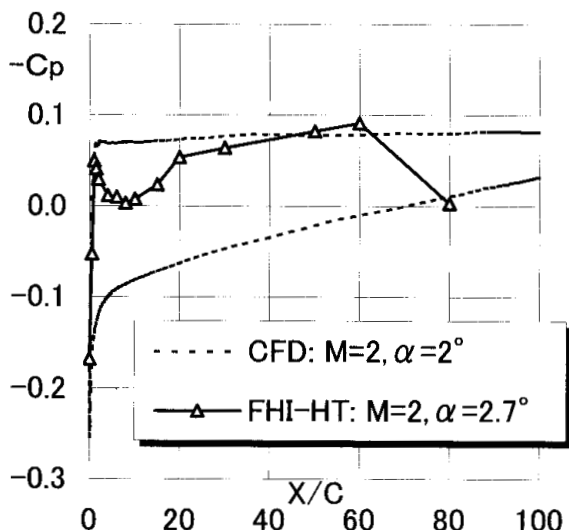


図5 FHI高速風洞での $M = 2.0$ 、 $\alpha = 2.7^\circ$ における30%半翼幅位置の圧力分布

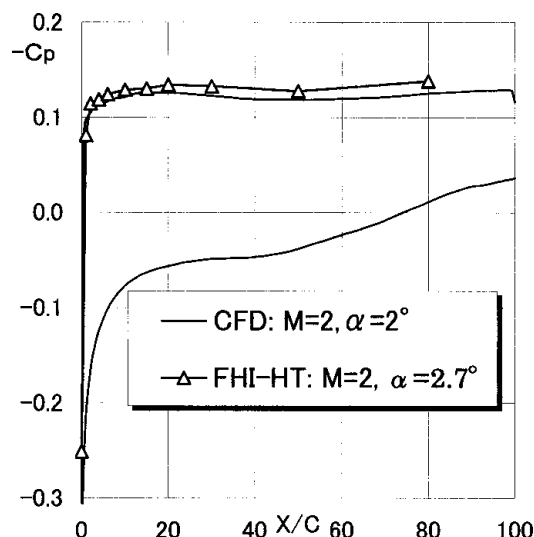


図7 FHI高速風洞での $M = 2$ 、 $\alpha = 2^\circ$ における70%半翼幅位置の圧力分布

なお、総圧変動はFHI高速風洞においては20kHzまでの周波数帯域で、S2MA風洞においては100kHzまでの周波数帯域で計測した。

4. 結果及び考察

4.1 実験機の圧力分布

遷移計測に先立って、両模型の圧力分布を確認した。本自然層流翼の設計迎角は $\alpha = 2^\circ$ である。

図5にFHI高速風洞での $M = 2.0$ 、 $\alpha = 2.7^\circ$ における30%半翼幅位置の圧力分布を示す。図中に完全3次元Navier-Stokes方程式を基礎とする当所のCFDコードSS3D²⁰⁾による解析結果も示す。SS3DはAUSMDVスキ-

ームを用い、MUSCL法を用いて高精度されている。乱流モデルはBaldwin-Lomaxモデルを用い、時間積分に陽解法を用いている。本解析結果は複数の圧力分布計測試験を通して検証されている³⁾。0~20%翼弦長位置に圧縮と膨張の組み合わせによる大きな圧力分布の窪みが見られた。この原因は図6に示すように反射板のエッジ前縁から生じるMach波の影響である。一方80%翼弦長位置では機首の衝撃波の反射波による非線形的圧力上昇が観測された。図7にFHI高速風洞での $M = 2.0$ 、 $\alpha = 2.7^\circ$ における70%半翼幅位置の圧力分布と $\alpha = 2.0^\circ$ における解析結果を示す。 $\alpha = 2.7^\circ$ の圧力分布は設計圧力分布と良く一致した。一般に半載試験においては反射板及び風壁境界

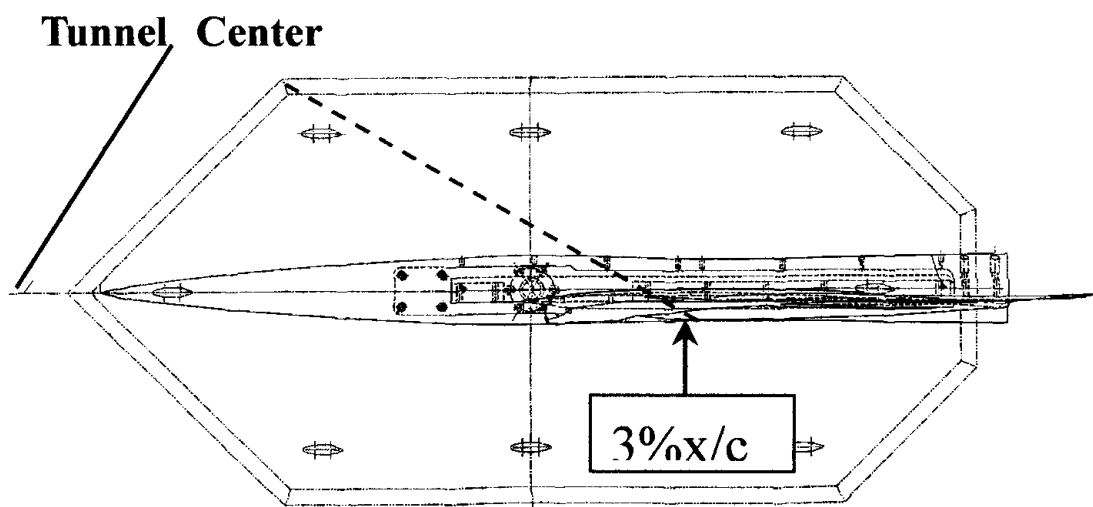


図6 反射板のエッジから生じるMach波

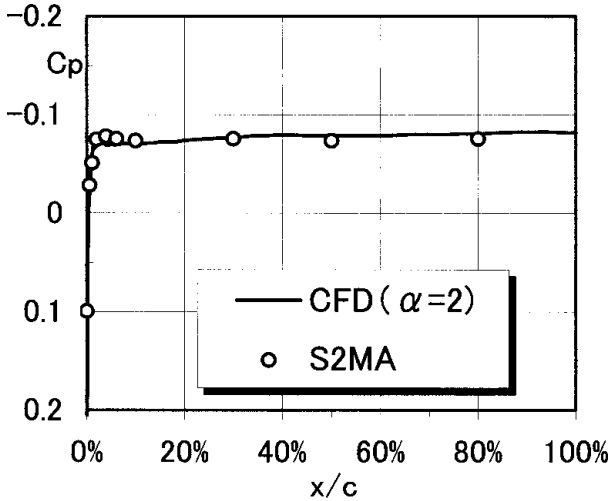


図8 S2MA 風洞での $M = 2$ 、 $\alpha = 1.73^\circ$ における 30% 半翼幅位置の圧力分布

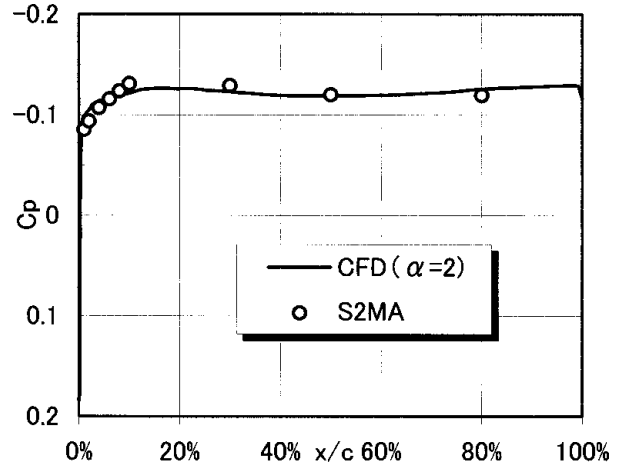


図9 S2MA 風洞での $M = 2$ 、 $\alpha = 1.73^\circ$ における 70% 半翼幅位置の圧力分布

層の存在のために内翼部の荷重分布が減少することにより翼への吹き下ろし分布が変化するため、 0.7° の違いが生じたものと考えられる。ここでは設計圧力分布の自然層流効果の検証が目的なので、 $\alpha = 2.7^\circ$ を設計迎角と見なして外翼で遷移を計測した。

S2MA 風洞での $M = 2.0$ 、 $\alpha = 1.73^\circ$ における 30% 及び 70% 半翼幅位置の圧力分布をそれぞれ図 8、9 に示す。図中に $\alpha = 2.0^\circ$ における CFD 解析結果も示す。 $\alpha = 1.73^\circ$ における 30% 及び 70% 半翼幅位置における圧力分布は共にそれぞれの設計圧力分布と良く一致した。この迎角の違いの原因としては a) 翼の撓み等により局所的な迎角が変化したため、或いは b) 大きな模型の存在により翼の吹き下ろし分布が変化したためであると考えられる。ここでも設計圧力分布の自然層流効果の検証が目的なので、迎角 1.73° を設計迎角と見なして遷移を計測した。以上

により、両模型は極一部を除いて設計圧力を忠実に再現しており、いずれも自然層流効果の検証に有効な模型であることがわかる。

4.2 風洞の気流乱れ

本研究では、 Re 数の小さい低乱風洞および乱れの比較的小さい変圧風洞で遷移を計測する検証法を採用した。そこで両風洞の気流乱れレベルを確認する目的で総圧変動を計測した。図 10 に両風洞の総圧変動の風洞総圧特性を示す。図より S2MA 風洞の気流乱れが風洞総圧によらずほぼ一定であることがわかる。従って S2MA 風洞では風洞総圧変化により遷移に対する単位 Re 数効果が得

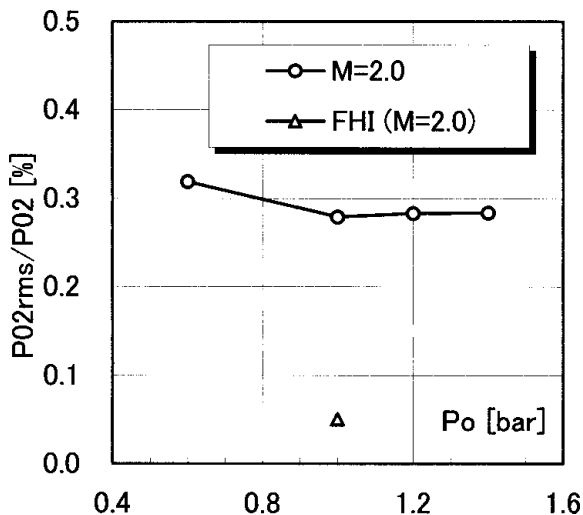


図10 FHI 高速風洞と S2MA 風洞におけるピトー圧変動

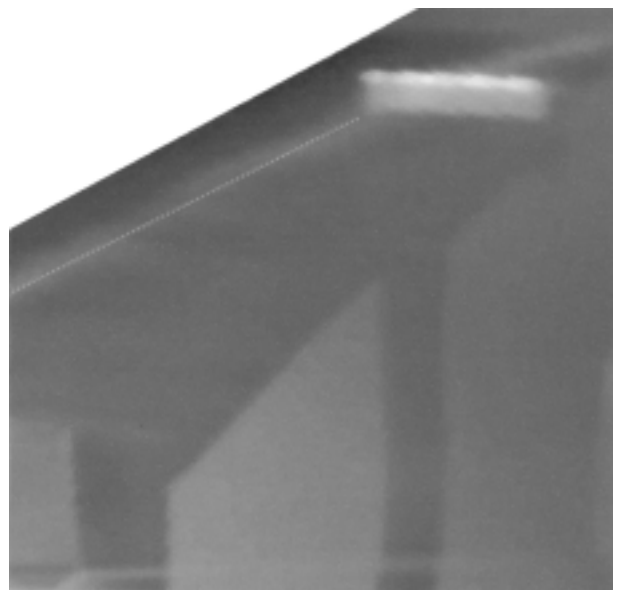


図11 $M = 2$ 、 $\alpha = 2^\circ$ 、 $P_0 = 1.0\text{bar}$ における赤外線力メラ画像

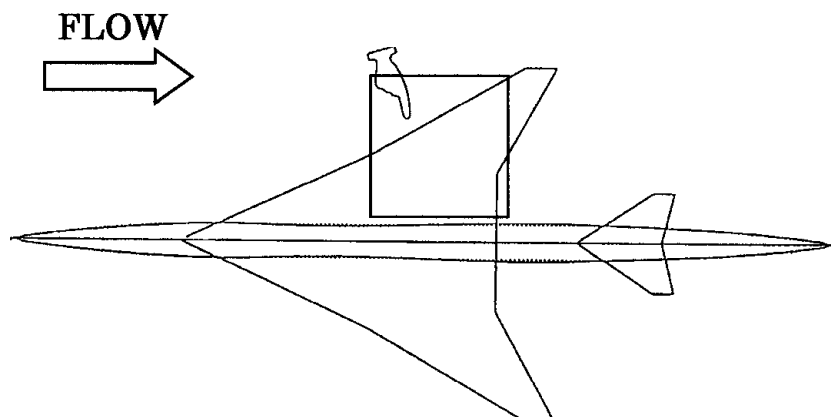


図12 赤外線カメラ画像(図11)の撮影範囲

られる。図よりS2MA風洞の $M = 2$ における平均総圧変動は0.29%であった。これに対し高速風洞の総圧変動は0.05%と小さかった。この値は $M = 2$ 飛行試験での総圧変動0.02 ~ 0.06%の範囲⁷⁾に入る。以上から高速風洞の気流乱れが飛行試験と同レベルであることがわかる。またS2MA風洞の気流乱れが飛行環境と比較してかけ離れて大きくはないこともわかる。これにより両風洞の気流乱れレベルが本試験目的を達成する上で妥当であることが確認された。

4.3 赤外線カメラによる遷移計測結果

図11に $M = 2.0$ 、 $\alpha = 2.0^\circ$ における赤外線カメラ画像を示す。本画像は図12に示す範囲を撮影したもので、一樣流方向は左から右である。本画像は3次元アフィン変換による位置補正を施してある。画像中の白い長方形は70%半翼幅位置のホットフィルムで、二つの灰色の台形は翼内部の構造部材である。前縁付近の層流領域は温度の低い黒色領域、乱流領域は温度の高い灰色領域として可視化されている。最大表面温度の位置は最も明るい白色として可視化されており、この位置が前述の定義による遷移位置(図11中の点線)である。図11より設計迎角 $\alpha = 2^\circ$ において遷移位置は局所的に変化せず、翼根から翼端に向かって単調に後退することがわかる。ここから、30%及び70%半翼幅位置をそれぞれ内外翼の遷移特性の代表として選んで計測してよいことがわかる。

4.4 ホットフィルムによる遷移計測結果

図4にホットフィルム出力変動の翼弦方向変化の代表例($M = 2.0$ 、 $P_0 = 1.0\text{bar}$ 、70%半翼幅位置)を示す。層流から乱流になると出力変動の値は変化し、遷移途中で極大値を明確に示す。本研究ではこの位置を遷移点と定義している。 $M = 2$ における30%及び70%半翼幅位置の遷移点位置の迎角特性をそれぞれ図13、14に示す。図14中に赤外線カメラ画像による遷移点位置も示す。図から

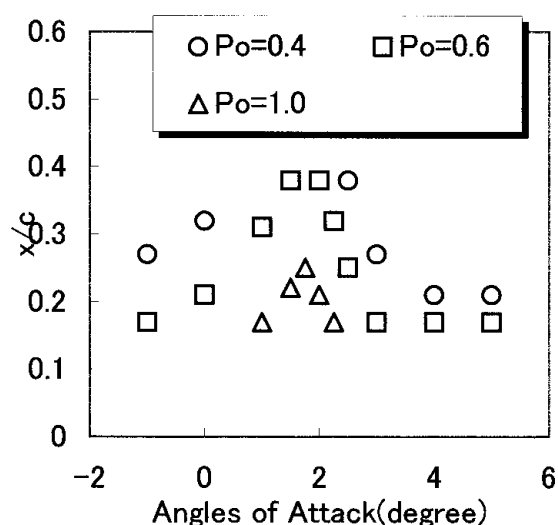


図13 $M = 2$ における30%半翼幅位置の遷移点位置の迎角特性 (P_0 の単位はbar。ホットフィルムの設置範囲は $x/c = 0.15 \sim 0.41$ である。)

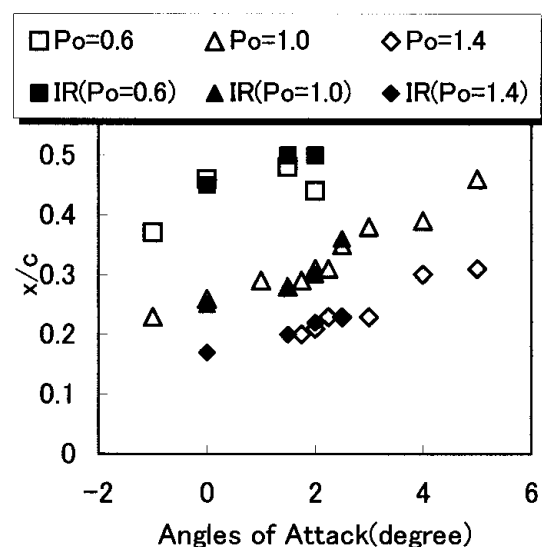


図14 $M = 2$ における70%半翼幅位置の遷移点位置の迎角特性 (P_0 の単位はbar。ホットフィルムの設置範囲は $x/c = 0.20 \sim 0.52$ である。)

風洞総圧が増加するに従い、遷移点位置が前進することがわかる。また本図よりホットフィルムと赤外線カメラ画像による遷移点位置はよく一致しており、遷移点の定義が妥当であることがわかる。

次に図 15、16 に遷移点位置を遷移 Re 数として再整理した図を示す。いずれの図においても遷移 Re 数は単位 Re 数によらず同一曲線上に乗っている。これは本翼の遷移 Re 数が単位 Re 数によらないことを示している。この現象は円錐や平板の上の流れによく似ている。これは本自然層流翼の圧力分布 (図 8、9) が円錐や平板と同様に極めてフラットな分布となっていることに起因すると考えられる。また図 15、16 を比較すると、内外翼の遷移の

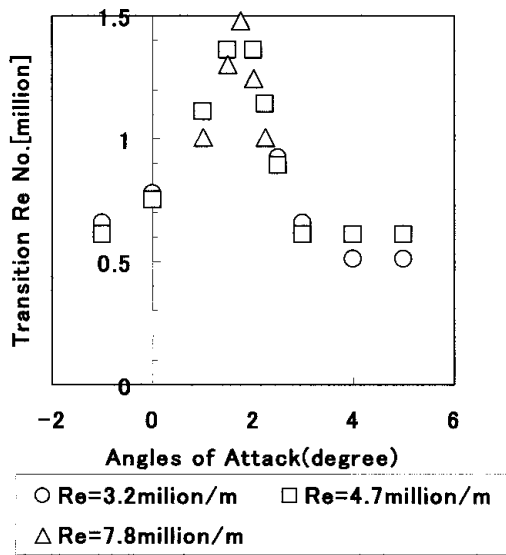


図 15 M = 2 における 30% 半翼幅位置の遷移 Re 数の迎角特性

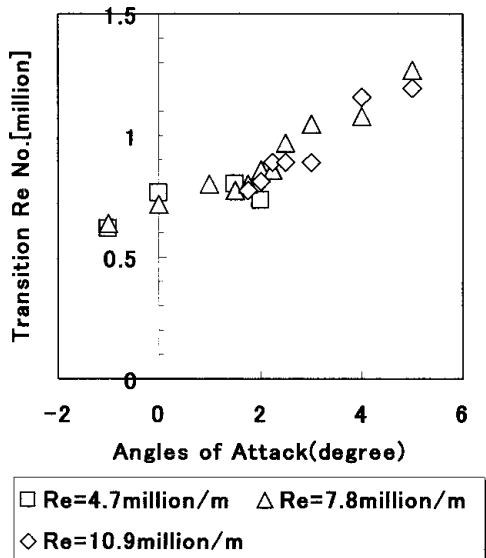


図 16 M = 2 における 70% 半翼幅位置の遷移 Re 数の迎角特性

迎角特性が大きく異なることが分かる。図 15 より内翼では設計迎角 ($\alpha = 1.73^\circ$) において層流域が最も広く、設計迎角を離れると自然層流翼効果が急激に減少することがわかる。これに対し図 16 より外翼では $M = 2$ において層流翼効果は $1.5^\circ < \alpha < 5^\circ$ の広い範囲で保持され、 $\alpha < 5^\circ$ では迎角が大きくなるほど層流域が拡大することがわかる。これはスパン方向の圧力勾配に起因すると考えられる。

図 17、18 に $\alpha = 0 \sim 5^\circ$ の各迎角の $M = 2$ におけるそれぞれ 30%、70% 半翼幅位置の圧力分布を示す。図 17 より内翼では設計迎角 ($\alpha = 1.73^\circ$) において圧力分布の加速領域が最も狭いために、スパン方向の圧力勾配が小さくなり、横流れ不安定の発達を抑えられることがわかる。 $\alpha = 1.73^\circ$ を離れると加速領域は広くなるためにスパン方

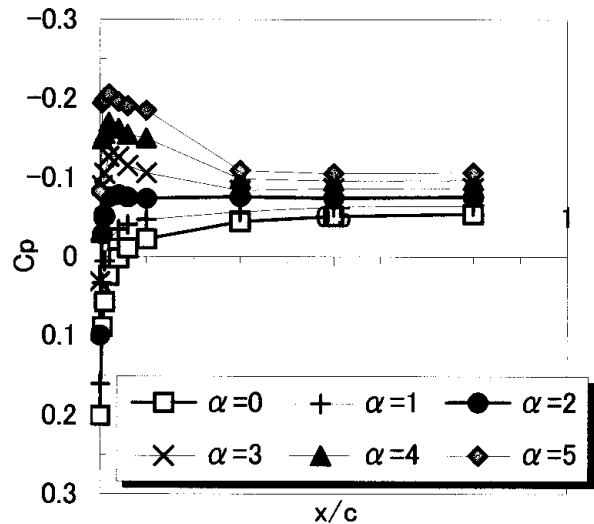


図 17 $\alpha = 0 \sim 5^\circ$ の各迎角の $M = 2$ における 30% 半翼幅位置の圧力分布

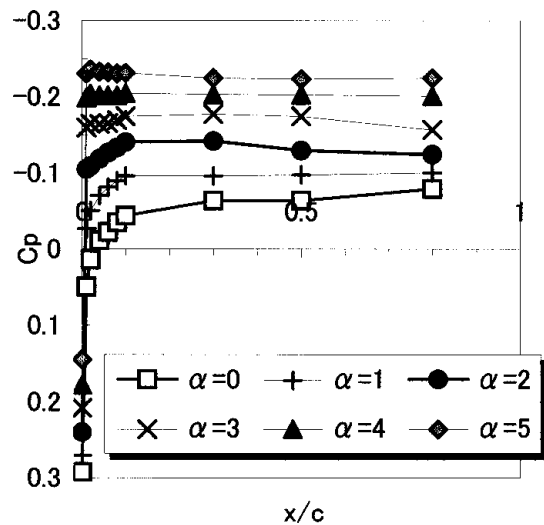


図 18 $\alpha = 0 \sim 5^\circ$ の各迎角の $M = 2$ における 70% 半翼幅位置の圧力分布

向の圧力勾配は大きくなり、横流れ不安定は発達し易くなることからわかる。このように従来の超音速機のようになだらかな順圧力勾配の特徴を有する迎角0度の場合と比較して、自然層流翼の特徴である急加速領域を持つフラットな設計圧力分布に近づくに従って、遷移位置が後退していることがわかる。従って以上より内翼における設計圧力分布による自然層流化が確認できる。

これに対し図18より迎角が大きいほど圧力分布のフラットな領域が拡大するために、スパン方向の圧力勾配が小さくなり、横流れ不安定の発達が抑えられることがわかる。このように70%半翼幅位置においても、従来の超音速機のようになだらかな順圧力勾配の特徴を有する迎角0度の場合と比較して、より狭い急加速領域を持つフラットな圧力分布に近づくに従って、遷移位置が後退していることがわかる。従って、内翼と同様に、外翼においても設計圧力分布の狙いである狭い急加速領域を持つフラットな圧力分布による自然層流化が遷移を遅らせる効果が確認できた。

4.5 遷移に対する表面粗さの影響

ここでは遷移に対する表面粗さの影響を実験的に調べた結果をまとめる。試験施設としては気流乱れが非常に小さく、その遷移に対する影響が小さいという観点からFHI高速風洞を採用し、設計圧力分布を実現した70%半翼幅位置で遷移を計測した。飛行条件における遷移位置に対する表面粗さの影響を調べるにあたり、本研究では臨界粗さ Re 数のコンセプトを使用する。本手法は理論的に確認されてはいないが数々の研究²¹⁾で採用されており、工学的観点からは実験データに合致し、有効であることが知られている^{21),22)}。

臨界粗さ Re 数は、ラフネス高さ k と滑らかな壁面上に発達する層流境界層のラフネス要素上端における物理条件に基づいており、

$$Re_{kk} = k U_k / \mu_w$$

と定義される。上式で分布ラフネスの場合は k = 平均粗さとして評価した。先に述べたように、供試模型の表面の中心線平均粗さは $Ra=0.2\mu$ であり、模型製作精度の観点からは限界に近い値である。この状態をベースとして、様々な高さの孤立ラフネスと平均粗さの分布ラフネスを設置して自然層流翼の遷移に対する影響を調べた。

孤立ラフネスとしては高さ約 6μ の円柱形状を採用し、これを重ねることにより高さを変更した。この円柱形状はいわゆるレタリングと一般に呼ばれ、グラフィックアートで使用される転写シートから円形の点を転写することにより得られた。本手法は文献²³⁾で用いられたもの

である。ここではこのような孤立ラフネスを、溝やステップのような2次元ラフネスと区別するために、以後3次元ラフネスと呼称する。

一方分布ラフネスは異なる塗料の塗布や異なる半径の砥粒を蒔くことにより様々な平均粗さを実現した。風試直後に毎回平均粗さと最大粗さを接触型表面粗さ計により直接測定し、平均粗さから大きく離れた粗さの箇所が無いことを確認した。

図19に70%半翼幅位置の各翼弦長位置にある3次元ラフネスの高さに対する遷移 Re 数の変化を示す。図の縦軸は3次元ラフネスが有る状態と無い状態の遷移 Re 数の比である。ラフネスの高さは境界層厚さによって、遷移 Re 数はラフネス高さが零の時の遷移 Re 数によって無次元化されている。図よりラフネスの位置が翼弦方向に変化しても、遷移 Re 数に対するラフネス高さの効果は殆ど変わらないことがわかる。これは本自然層流翼では2%翼弦長位置から下流は圧力勾配がほぼ零であるためと考えられる。ここからラフネスによる本翼の遷移位置に対する影響はラフネス位置によらないことがわかる。図より3次元ラフネス高さ h/δ が0.20以下の場合、遷移位置は変化しないが、0.20を超えると、遷移点は前方に移動することがわかる。図で計測点が少ない分布ラフネスの結果は2次曲線近似を行い破線で示している。分布ラフネスは平均高さで0.1を超えると前進するが、これは実測値で 20μ にあたる。このことからラフネス Re 数で整理すると、 $U_k k / \mu_w = 140$ である。この値は、飛行条件において 6μ のラフネス平均粗さに対応するので、平均粗さ 6μ 以下のラフネスは遷移位置に影響を与えないことが期待される。

実験機の表面粗さは製作段階で平均粗さ 1μ が実現さ

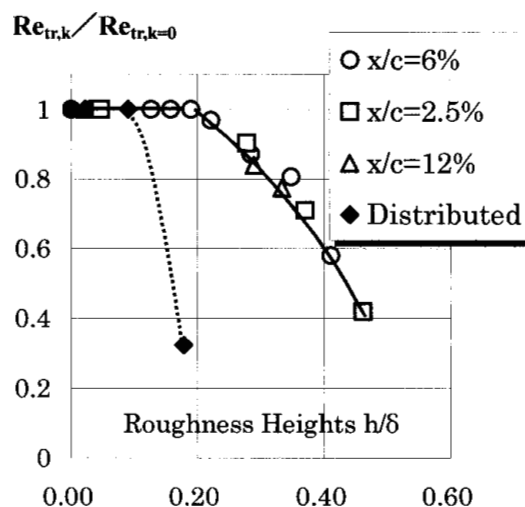


図19 70%半翼幅位置の各翼弦長位置にある3次元ラフネス高さに対する遷移 Re 数の変化

れていることが同一作業工程を経た表面粗さサンプルによって確認されている。実験機の飛行前は更に表面の研磨作業が実施され、平均粗さ 0.3μ を実現することが目標となっている。以上のことより、飛行環境においては自然層流翼上の表面粗さは遷移位置に影響を与えないことが示唆される。

4.6 遷移解析による検討

ここで本自然層流翼の遷移を支配する不安定性について考察するために、圧縮性線形安定理論に基づく e^N 法コードLSTAB²⁴⁾を用いて実験結果の詳細な解析を行った。 e^N 法は指数関数的に増大する擾乱の振幅がある大きさに到達した時点で乱流遷移が開始すると考えるものである。各点での各周波数の擾乱の最大増幅率を翼弦方向に積分して得られる値をN値といい、この値によって遷移を判定する。なお積分手法には envelope 法を用いた。

本自然層流翼のような層流制御の原理は、擾乱の成長を3次元効果や非線型効果が起こる限界以内に抑えることである。従ってこれは圧縮性を考慮した線形安定理論による解析で扱うのにそれほど困難を要しない例である¹⁾ことを示している。さて静圧孔による圧力計測結果は原理的に離散的で、圧力データの数にも限界が存在するために、安定解析に必要な程度の滑らかさを備えていない。そこで先に述べたように本圧力計測結果と良好な一致を示したCFD解析による圧力分布を基に層流境界層の安定解析を実施した。

尚、本コードについては、現在超音速遷移問題につい

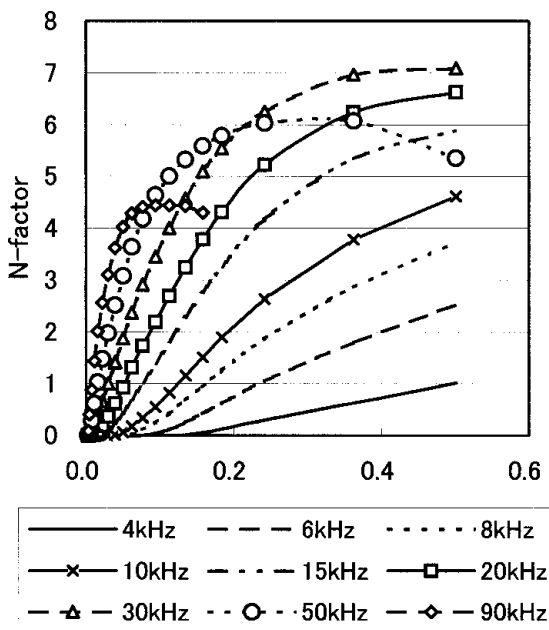


図20 $M = 2$ 、 $\alpha = 2^\circ$ 、 $P_0 = 1.4\text{bar}$ における70%半翼幅位置の安定解析結果

て共同研究を展開中の Arnal ら (ONERA) が所有する同様のコードによる10度円錐及び本自然層流翼の解析結果との比較を通して、擾乱波の伝播方向 およびN値の翼弦方向分布がいずれも一致することが確認されている²⁴⁾。Arnal らの e^N 法コードは多数の実験および飛行試験結果によって検証されている^{5),19)}。

図20に安定解析結果の代表として $M = 2$ 、 $\alpha = 2^\circ$ 、 $P_0 = 1.4\text{bar}$ における70%半翼幅位置の安定解析結果をまとめる。図の縦軸は各不安定周波数擾乱に対するN値を示す。ここで遷移判定基準としては文献11によると10°円錐形状の遷移計測試験からS2MA風洞においては $N = 7$ が示唆されている。この基準を採用すると、図に示すように $M = 2$ 、 $\alpha = 2^\circ$ 、 $P_0 = 1.4\text{bar}$ における70%半翼幅位置の遷移位置は34%翼弦長となる。

同様な遷移位置の推定方法を自然層流効果の存在する $\alpha = 1.5 \sim 5^\circ$ の70%半翼幅位置にも適用した。図21に $M = 2$ 、 $P_0 = 1.0\text{bar}$ (単位Re数7.8million)の条件下での遷移Re数の推定結果をまとめる。「EN」で示される記号がこれに対応する。図中のそれ以外の記号は各単位Re数における風洞試験結果による遷移点を示す。図から安定解析結果と計測結果は定量的にほぼ一致することがわかる。これは本解析結果が実際の遷移を十分に模擬していることを示している。

そこで、本解析結果で最大増幅率を示す擾乱波の伝播方向を調べる。ここで θ を擾乱波の伝播方向の外部流線に対する角度と定義する。圧縮性境界層においてT-S不安定性の θ は $40 \sim 70^\circ$ の値を示すのに対し、横流れ不安定の θ は $85 \sim 89^\circ$ の間の狭い範囲の値を示す⁵⁾。図22に $M = 2$ 、 $\alpha = 2^\circ$ 、 $P_0 = 1.0\text{bar}$ における70%半翼幅位置の各周波数の擾乱波伝播方向 θ の翼弦方向分布を示す。図より前縁近傍では $\theta = 86^\circ$ で横流れ不安定が卓越している。これに対し、遷移点の36%翼弦長位置付近では $\theta =$

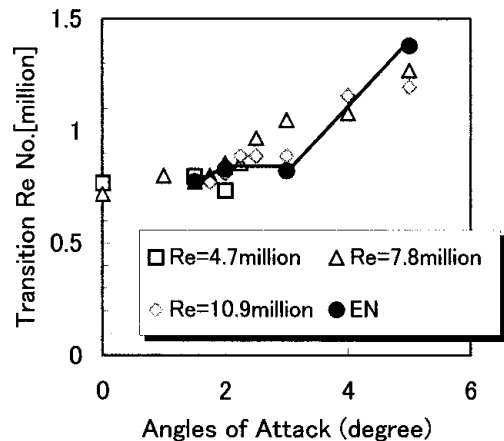


図21 $M = 2$ 、 $P_0 = 1.0\text{bar}$ における70%半翼幅位置の遷移Re数の推定結果

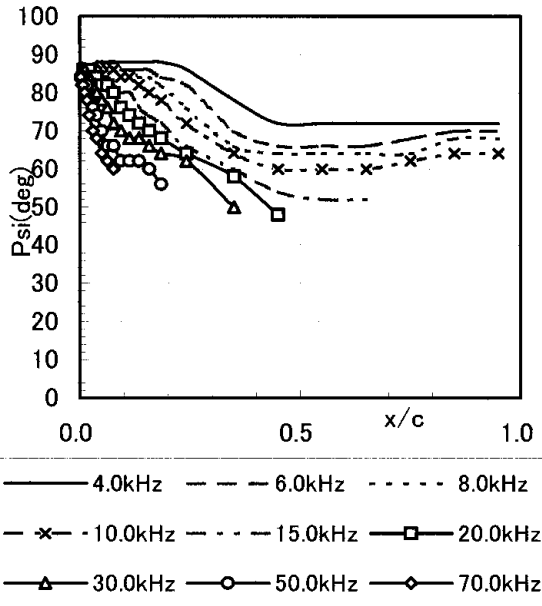


図22 $M = 2$ 、 $\alpha = 2^\circ$ 、 $P_0 = 1.0\text{bar}$ における70%半翼幅位置の各周波数の擾乱伝播方向の翼弦方向分布

65 ~ 70°の擾乱波が卓越している。これは、前縁付近で卓越した横流れ不安定がそれ以降では抑えられて、遷移点付近ではT-S不安定性が支配的であることを示している。

超音速流れにおいて、T-S波を直接計測することは非常に困難であるので、遷移を支配する不安定性を実験的に同定するために、様々な高さの2次元ラフネスと3次元ラフネスを本自然層流翼に適用して、遷移位置を計測した。横流れ不安定性が支配する流れでは、3次元ラフネスと比較して2次元ラフネスが遷移位置に与える影響がずっと小さいが、T-S不安定性が支配する流れでは2次元ラフネスと3次元ラフネスが遷移位置に与える影響が殆ど変わらないことがよく知られている。これは3次元ラフネスにより生じる馬蹄形の渦が、横流れ不安定性が支配する流れに特徴的な縦渦の成長を促進するのに対し、微小な2次元ラフネスの伴流はラフネス端の部分を除いて渦を伴わず、縦渦の成長に与える影響が小さいからである¹⁾。図23より $\alpha = -1^\circ$ では3次元ラフネスと比較すると、2次元ラフネスが遷移位置に与える影響がずっと小さい。 $\alpha = -1^\circ$ において、本自然層流翼の圧力分布はなだらかな順圧力勾配をもつ。このような順圧力勾配は、T-S不安定の成長を抑制し、横流れ不安定性の成長を促進するため、 $\alpha = -1^\circ$ における遷移は横流れ不安定性に支配されていると考えられる。これに対して、図24より設計点である $\alpha = 2.7^\circ$ では2次元ラフネスと3次元ラフネスが遷移位置に与える影響が殆ど変わらない。これは設計点である $\alpha = 2.7^\circ$ における遷移は、横流れ不安定性でなくT-S不安定性によって支配されていることを間接的

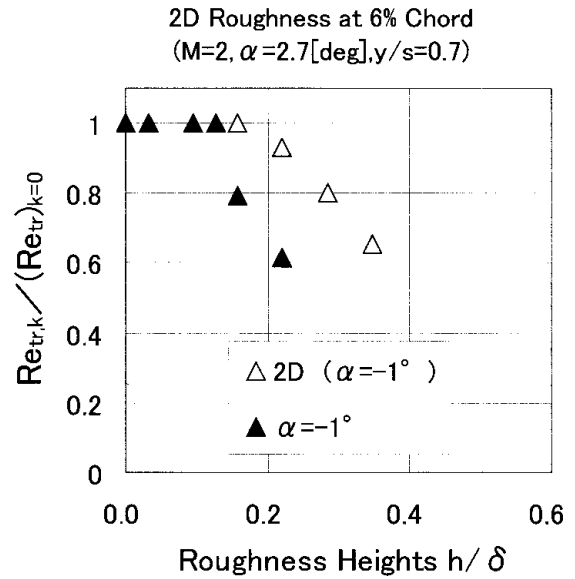


図23 $\alpha = -1^\circ$ において2次元ラフネスと3次元ラフネスが70%半翼幅位置の遷移Re数に与える影響

を示す。

これらの事実から、本自然層流翼の遷移を支配する不安定性はT-S不安定性であると考えられる。ここから、零圧力勾配を有する10°円錐や平板と同様に、本翼の遷移Re数に対する単位Re数効果が存在しないのは、このように本翼がT-S不安定性によって遷移を支配され、かつ零に近い圧力勾配を有するためであると考えられる。また10°円錐のS2MA風洞試験結果に基づくN値を採用したときに、70%半翼幅位置における安定解析結果と風洞試験結果が定量的に一致したのも、両者が同じT-S不安定性によって遷移を支配されているためだと考えられる。

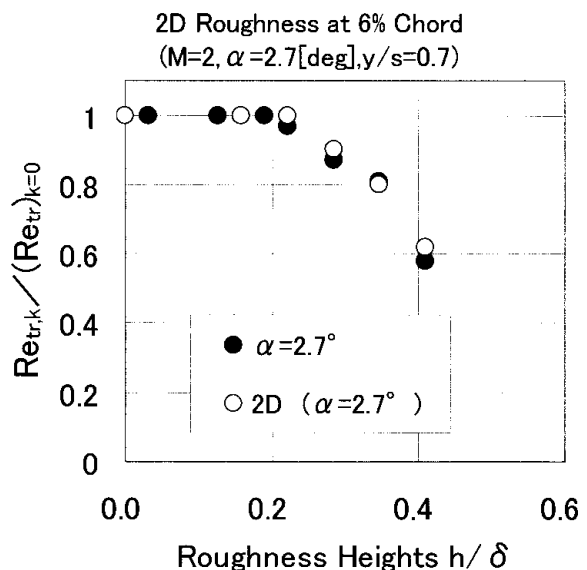


図24 $\alpha = 2.7^\circ$ において2次元ラフネスと3次元ラフネスが70%半翼幅位置の遷移Re数に与える影響

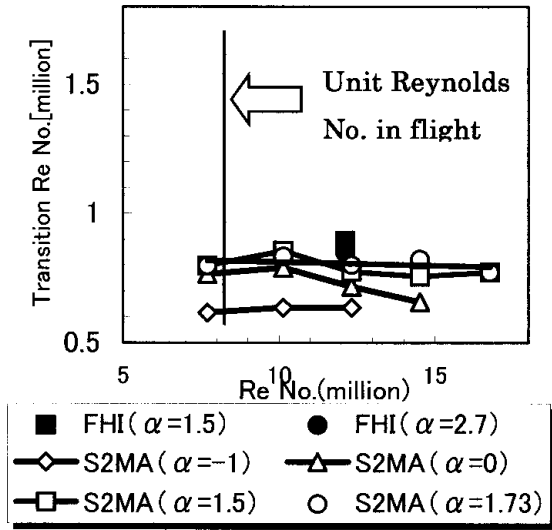


図25 M = 2における70%半翼幅位置の遷移Re数の単位Re数特性

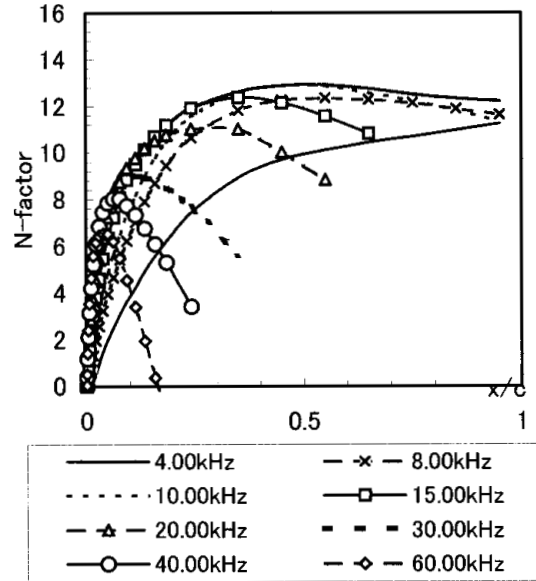


図26 高度15km、M = 2における安定解析結果

4.7 飛行環境における遷移位置と主流乱れの影響

気流乱れに関して整理すると、FHI 高速風洞の総圧変動は0.05%で、その気流乱れレベルは飛行環境（総圧変動0.02 ~ 0.06%）に非常に近い。これに対し、S2MA 風洞の総圧変動はFHI 高速風洞より大きく0.29%である。そこで、FHI 高速風洞とS2MA 風洞における本翼の遷移位置を比較して、主流乱れの遷移に対する影響を調べる。

図25にM = 2における70%半翼幅位置の遷移Re数の単位Re数特性を示す。図中の黒塗りの記号がFHI 高速風洞に、白抜き記号がS2MA 風洞に対応する。図より同一の単位Re数においてFHI 高速風洞における遷移Re数はS2MA 風洞における遷移Re数と殆ど変わらない。こ

こから、主流乱れが非常に小さくなるにも関わらず、本翼形状の遷移点位置に変化が無いことになり、これは過去の報告⁸⁾(C_{Prms} 値が小さくなるほど遷移Re数が増加する)と矛盾する。

これは次に挙げる二つの原因のいずれかによるものと考えられる：a) 近年、超音速の低乱風洞において、飛行環境と等しい C_{Prms} 値を実現しても、飛行試験よりずっと小さい遷移Re数しか計測されないことが報告されている。これは C_{Prms} 値が等しい場合でも飛行環境では大気の流れのスケールが境界層よりずっと大きいのに対し、風洞では気流乱れのスケールが境界層と同程度であるためと考えられている⁵⁾。b) FHI 高速風洞における気流乱れ

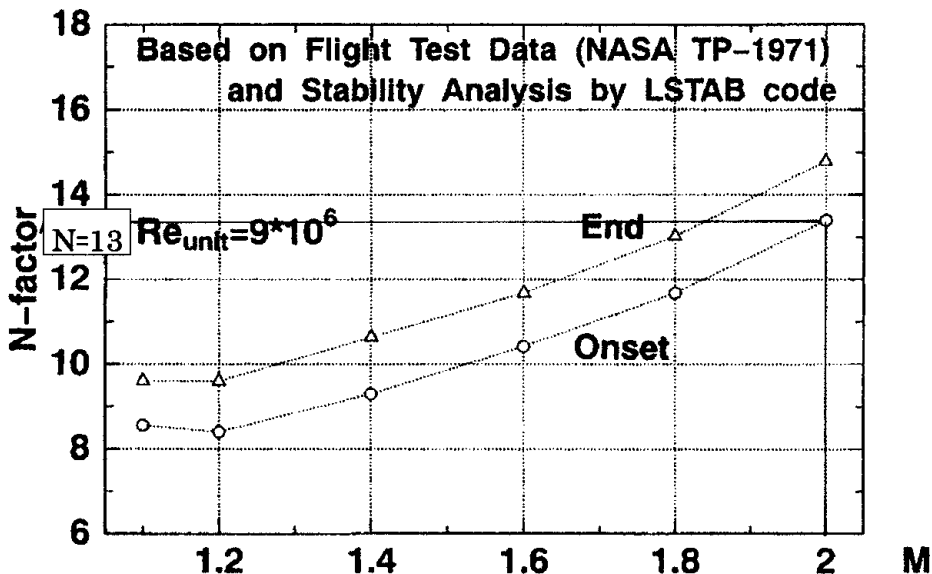


図27 飛行環境におけるAEDC10円錐の遷移位置とN値の対応

計測結果 $C_{p, rms} = 0.05\%$ は、本試験とは別に 10° 円錐模型の先端で計測された値であり、大きな反射板の存在する本試験では、気流乱れがこの値より大きかった可能性が考えられる。

以上から、FHI 高速風洞と S2MA 風洞の実験データのみから、飛行条件における遷移位置を推定するのは困難と考えられる。一方、安定解析は現状において定量的な精度が不十分と考えられるが、先に述べたように 10° 円錐の $M = 2$ における S2MA 風洞試験結果に基づく N 値を採用すると、70% 半翼幅位置における安定解析結果と風洞試験結果が定量的に一致した。 10° 円錐の遷移は、本自然層流翼と同様に T-S 不安定性により支配され、飛行試験における遷移位置の計測結果が存在する数少ない形状である。そこで、 10° 円錐の飛行試験結果に基づく N 値を、本解析コードによる安定解析結果に適用し、飛行環境における遷移位置の推定を試みた。

図 26 に $M = 2$ 、飛行高度 15km における安定解析結果を示す。飛行試験での代表的な遷移計測である AEDC 10° 円錐 (F-15 搭載) の結果⁷⁾ を本コードに適用した結果を図 27 に示す。図より $M = 2$ における遷移開始位置は $N = 13$ に相当する。NASA の低乱れ超音速風洞による F-16XL 模型を用いた試験でも $N = 14$ というこれに近い値が報告されており²⁵⁾、ここでは $N = 13$ を一つの基準値として採用する。すると層流域は図 26 の $N = 13$ 以下の領域と推定され、少なくとも 50% 翼弦長位置までの層流状態が期待される。しかしながら、実際には気流乱れと Re 数が遷移位置に及ぼす効果に関して、さらに詳細な吟味が必要である。

5. 結 論

ホットフィルムと赤外線カメラを用いて小型超音速実験機 (ロケット実験機) の自然層流翼 (前縁後退角 66°) の遷移特性を調べた。本自然層流翼の圧力分布は前縁近傍で急激な加速を与えるステップ関数的な分布となっており、高後退翼の遷移を支配する横流れ不安定による擾乱の増幅を抑えることを目的とするものである。本研究では、 Re 数の小さい低乱風洞と、気流乱れが比較的小さくかつ、小さい Re 数から大きい Re 数までの試験が可能な変圧風洞の二つの風洞で遷移位置を計測し、高 Re 数かつ低乱の飛行環境における遷移位置を評価する手法を採用した。その結果、本自然層流翼の遷移 Re 数には単位 Re 数依存性が存在しないことがわかり、 $M = 2$ 、 $\alpha = 2^\circ$ (設計迎角) において 70% 半翼幅位置の遷移 Re 数は 0.8×10^6 であった。また本翼の遷移は Tollmien-Schlichting 不安定性によって支配されており、本翼のような高後退翼の遷移の主因となる横流れ不安定は設計通り抑制されていることが明らかとなった。さらに、表面

粗さと主流乱れの影響を考慮した飛行試験時の条件 ($M = 2$ 、 $\alpha = 2^\circ$) において 70% 半翼幅位置の遷移位置は約 50% 翼弦長と推定された。

謝 辞

本研究の遂行にあたっては仏国航空研究所 (ONERA) の Daniel Arnal 博士による貴重なご助言とご支援を賜った。また当所重点研究支援協力員の鈴木健一郎氏に赤外線カメラ画像の Affine 変換をご担当頂いた。ここに感謝の意を表する。

参考文献

- 1) Saric, W.S.: "Laminar-Turbulent Transition: Fundamentals", AGARD Report 793, 4, 1993.
- 2) Balakumar, P. and Reed, H.L.: "Stability of Three-dimensional Supersonic Boundary Layers", Phys. Fluids A, vol.3, No.4, 617, 1991.
- 3) Yoshida, K.: "Overview of NAL's Program including the Aerodynamic Design of the scaled Supersonic Experimental Airplane", VKI Special Course of "Fluid Dynamics Research on Supersonic Aircraft", RTO-EN-4, No.15, 1998.
- 4) Wagner, R.D., Maddalon, D.V., Bartlett, D. W., and Collier, Jr., F. S.: "Fifty Years of Laminar Flow Flight Testing", SAE 881393, 1988.
- 5) Arnal, D.: "Boundary Layer Transition: Prediction, Application to Drag Reduction, AGARD Report 793, 5, 1993.
- 6) Joslin, R.D.: "Aircraft Laminar Flow Control", Annual Review of Fluid Mechanics, vol.30, pp.1-30, 1998.
- 7) Dougherty, Jr., N.S. and Fischer, D. F.: "Boundary Layer Transition on a 10-deg Cone: Wind Tunnel/Flight Correlation", AIAA 80-0154.
- 8) Beckwith, I. E.: "Development of a High Reynolds Number Quiet Tunnel for Transition Research", AIAA Journal, vol.13, No.3, 1975.
- 9) Pope, A. and Goin, K. L.: "High-Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley & Sons, Inc., 1965.
- 10) Koshioka, Y. and Shiozawa, N.: "Freestream Turbulence Measurement Results in Fuji Heavy Industries Ltd. High-speed Wind Tunnel", Proceedings of 46th Wind Tunnel Conference, 1996 (in Japanese).
- 11) Fontaine, J., Arnal, D., and Juillen, J.C.: "Qualification de la veine supersonique de S2MA avec le cone pression 10^{en} Ureol du CEAT - Partie A: P. V. d'Essais - Partie B: Synthèse et analyse des resultants", P. V. d'Essais ONERA 6/1721 DY, 1993.

- 12) Dougherty, Jr., N.S.: "Influence of Wind Tunnel Noise on the Location of Boundary-Layer Transition on a Slender Cone at Mach Numbers from 0.2 to 5.5", AEDC-TR-78-44, vol. 1, 1980.
- 13) Boersen, S.J. and Elsenaar, A.: "Half-model Testing in the NLR High Speed Wind Tunnel HST: Its Technique and Application", AGARD CP-348, 23, 1984.
- 14) Yoshida, K., Ishida, Y., Noguchi, M., Ogoshi, H., and Inagaki, K.: "Experimental and Numerical Analysis of Laminar Flow Control at Mach 1.4", AIAA 99-3655.
- 15) Fisher, D.F., Dougherty, Jr., N.S.: "In-Flight Transition Measurement on a 10 degree Cone at Mach Numbers from 0.5 to 2.0", NASA TP-1971, 1982.
- 16) Pate, S.R., and Schueler, C. J.: "An Investigation of Radiated Aerodynamic Noise Effects on Boundary Layer Transition in Supersonic and Hypersonic Wind Tunnels", AIAA 68-375.
- 17) Bertram, M.H. and Neal, L., Jr.: "Recent Experiments in Hypersonic Boundary Layers", NASA, TM X-56335, 1965.
- 18) Owen, F.K.: "Transition Experiments on a Flat Plate at Subsonic and Supersonic Speeds, AIAA Journal, vol. 8, No. 3, pp.518-523, 1970.
- 19) Arnal, D.: "Boundary Layer Transition: Predictions based on Linear Theory", AGARD Report 793, pp.30, 1993.
- 20) 高木亮治:「複雑形状まわりの流れの数値解析手法の開発」, NAL-TR-1375、1998.
- 21) Reda, D.C.: "Roughness-Dominated Transition on Noretips, Attachment Lines and Lifting-Entry Vehicles", AIAA 2001-0205.
- 22) Bradshaw, P.: "A Note on 'Critical Roughness Height' and 'Transitional Roughness'", Phys. Fluids, vol.12, no.6, pp1611-1614, 2000.
- 23) Radeztsky, R.H., Reibert, M.S., and Saric, W.S.: "Effect of Isolated Micron-Sized Roughness on Transition in Swept-Wing Flows", AIAA Journal, vol.37, No.11, 1999.
- 24) Yoshida, K., Sugiura, H., Tokugawa, N., Atobe, T., Arnal, D., Archamboud, J.P., and Seraudie, A.: "Boundary Layer Transition Analysis on NEXST-1 Airplane: NAL-ONERA Cooperative Research Project", Proceedings of International Workshop on Numerical Simulation Technology for Design of Next Generation Supersonic Civil Aircraft, 2001.
- 25) Cattafesta, L.N., Iyer, V., Masad, J.A., King, R.A., and Dagenhart, J.R.: "Three-dimensional Boundary-layer Transition on a Swept Wing at Mach 3.5", AIAA 94-2375.

航空宇宙技術研究所報告 1437 号

平成 14 年 2 月発行

発行所 独立行政法人 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町 7・44・1
電話 (0422) 40・3935 〒182・8522
印刷所 株式会社 実業公報社
東京都千代田区九段北 1・7・8

© 2002 航空宇宙技術研究所

本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、情報技術課資料係にご連絡下さい。

本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

