

周期的後流と翼面境界層との干渉現象に関する研究

Effect of Periodic Wake Passage over Flat-Plate Boundary Layers Experiencing Favorable and Adverse Pressure Gradients

船崎 健一*¹
FUNAZAKI Ken-ichi
渡邊 喬*¹
WATANABE Takashi

小薮栄太郎*²
KOYABU Eitaro

Abstract

The purpose of this study is to investigate the interaction between the periodic wakes and the boundary layers on a flat plate with elliptic leading edge, which is subjected to favorable and adverse pressure gradients. Detailed boundary layer measurements are performed by use of a hot-wire probe. A spoked-wheel-type wake generator is used to simulate the unsteady flow field over the suction surface of a turbine blade or a compressor blade by changing the direction of the rotation of the wake-generator. A noticeable difference in forced transition appears between the two wake-generating conditions. It follows that effect of velocity deficit and relative motion of the fluid inside the wake, so-called negative jet, plays an important role in the transition process. It is found that the wake passage tend to delay boundary layers transition at decelerating flow region.

1. 緒言

航空エンジンなどのターボ機械内での流れ場は、動・静翼列干渉等により複雑な非定常流になっている。特に上流側翼列から生じる周期的な後流は、下流側翼列の翼まわりの境界層に空力的、伝熱的影響を与える。そのため高性能、高信頼性のエンジン開発には、翼まわり流れの動的挙動の把握が重要である。例えば、船崎ら⁽¹⁾⁻⁽³⁾は、平板翼と上流側ノズル翼列から発生する後流を模擬するための後流発生装置を用いて、周期的後流が平板境界層に与える影響に関する研究を行い、後流による強制遷移は後流通過周波数が最も影響することを明らかにしている。そこでは、後流発生装置の回転方向を変えることで、タービン翼および圧縮機翼負圧面上での後流通過によって生ずる速度変動の効果が強制遷移に与える影響を調べた。その結果、回転方向の違いにより強制遷移の発生状況に明瞭な違いが確認されたが、その違いの発生機構はまだ十分に解明されていない。一方、翼面境界層の挙動を予測するためには、圧力勾配の効果の把握が重要である。翼面上の流れは加速流から減速流へと変化するが、特に、減速流中での周期的後流の効果に関する研究例が従来から少なく、精密な実験が求められている。

従って本研究では、上流側翼列から生じる周期的後流が翼面境界層に与える影響、つまり非定常性が境界層遷

移に与える効果を、楕円前縁を有する平板翼を用いて実験的に解明する。平板翼表面上の圧力分布は実際のタービン翼での圧力分布を模擬し、これにより圧力勾配の効果を明らかにする。加えて、後流発生装置の回転方向を変えることで、後流に伴う速度変動の効果の影響も調べる。

2. 実験

2.1 試験装置

図1は、試験装置概要を示す。この装置では、翼面境界層を模擬するためアクリル製の平板翼を用いる。過去の研究⁽¹⁾⁻⁽³⁾では前縁がsharp-edgedであったが、流れが前縁近傍で局所的に非対称になり、上記の回転方向の違いによる強制遷移の発生状況の差の原因とも考えられた

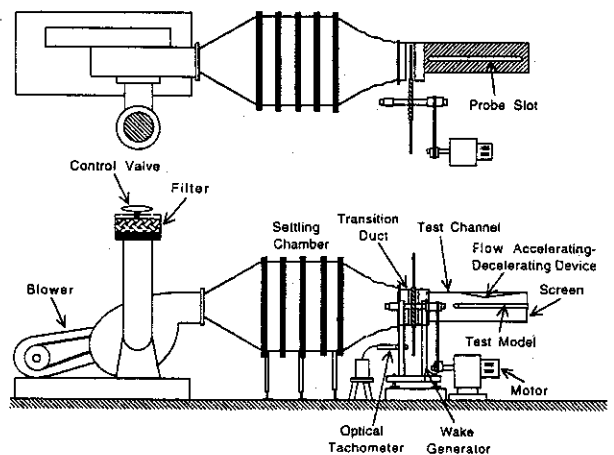


図1 Test apparatus

原稿受付 1997年12月8日

- *1 岩手大学工学部
〒020-0066 岩手県盛岡市上田4-3-5
- *2 岩手大学大学院

ため、翼先端部を楕円形(長軸:75 mm, 短軸:15 mm)に変更した。平板翼の計測面の対向面には、ダクト上板から2枚の傾斜板を組み合わせた加減速装置を取り付けて流れを加速・減速させて平板境界層上にタービン翼負圧面上の圧力分布⁽⁴⁾を模擬する。加減速装置は平板翼上側にしか取り付けられていないため、供試流体が平板翼に平行に流入しない。そのためダクト下側下流に流量調節用の網を取り付け、入口流れが平板翼にほぼ平行に流入するようにした。油膜法による流れの可視化により、平板翼の先端がよどみ線になることを確認している。後流発生装置は後流発生用円柱(直径5 mm)、回転円盤(直径400 mm)、フレーム、誘導モータおよびモータと直結の無段階変速器からなる。円柱は回転円盤の外周に最大6本まで取り付け可能であり、円柱中心軸が平板翼よどみ線と平行になるように設置した。また円盤の回転数は900~1500 rpmの間で自由に設定でき、回転数は接触式回転計で計測した。今回の計測では全て回転数を1200 rpmに限定した。ノズル出口に取り付けたアクリル製のトランジションダクトには、後流発生装置の円柱列が通過するスロットを設けている。供試ダクト(断面:200 mm×300 mm)とトランジションダクトとの間には10 mm程度の間隔を設け、絞りノズル境界層の影響が供試部に及ばないように配慮した。

2.2 計測システムおよびデータ処理方法

図2は、計測システムを示す。非定常境界層計測には、I型熱線プローブ、定温度型熱線流速計、熱線プローブの温度補償ユニット、A/D変換用のデジタイザおよびデジタイザのトリガー信号を発生する光電式回転検出器を用いる。I型熱線プローブはコンピュータ制御の電動トラバーサに取り付け、原点は注意深く平板部表面に十分に近づけた位置とする。計測範囲は、どちらも不等間隔で流れ方向(x_{surf})に25点、高さ方向(y)には x_{surf} 方向各点に対して21点の計525点で計測する。回転円盤からトリガパルスを発生させ、回転に同期したトリ

ガー信号により熱線流速計からのリニアライズされたアナログ信号が、サンプリング周波数50 KHzで、2048 word サンプリングされる。このように取得された100個($k=1, 2, \dots, 100$)の流速の生データ v_k をハードディスクに記録し、アンサンプル平均速度およびアンサンプル平均乱れ度 \tilde{U} を以下の式で算出した。

$$\bar{v}(x_{surf}, t) = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N v_k(x_{surf}, y, t) \tag{1}$$

$$\tilde{U}(x_{surf}, y, t) = \frac{1}{U_c(x_{surf})} \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{k=1}^N (v_k(x_{surf}, y, t) - \bar{v}(x_{surf}, y, t))^2} \tag{2}$$

ここで U_c は静圧分布から算出した局所主流速度である。次にアンサンプル平均速度 \bar{v} を用い、後流の影響を受けて時間的に変化するアンサンプル平均した排除厚さ δ_1 および運動量厚さ δ_2 を以下の式で求めた。

$$\delta_1(x_{surf}, t) = \int_0^{\delta(x_{surf}, t)} \left\{ 1 - \frac{\bar{v}(x_{surf}, y, t)}{U_c(x_{surf})} \right\} dy \tag{3}$$

$$\delta_2(x_{surf}, t) = \int_0^{\delta(x_{surf}, t)} \frac{\bar{v}(x_{surf}, y, t)}{U_c(x_{surf})} \left\{ 1 - \frac{\bar{v}(x_{surf}, y, t)}{U_c(x_{surf})} \right\} dy \tag{4}$$

ここで δ はアンサンプル平均した瞬間的な境界層厚さで、高さ方向にトラバースしたときに最大流速となる点の高さと定義する。式(3), (4)からアンサンプル平均した形状係数 \tilde{H} が次式のように定義される。

$$\tilde{H}(x_{surf}, t) = \frac{\delta_1(x_{surf}, t)}{\delta_2(x_{surf}, t)} \tag{5}$$

3. 結果

3.1 試験条件

後流の影響を受ける平板翼まわりの非定常流れ場に関するパラメータは、入口速度に基づくレイノルズ数 Re_m と、後流の影響を示すストローハル数(無次元周波数) S で表す。

$$Re_m = \frac{U_m L}{\nu} \tag{6} \quad S = \frac{fL}{U_m} = \frac{nc}{60} \frac{L}{U_m} \tag{7}$$

ここで U_m :入口速度(=20 m/s), L :平板翼長さ(=1.075 m), f :後流通過周波数, $T(=1/f)$:後流通過周期, c :円柱本数(=2, 3または6本), n :後流発生装置の回転数(=1200 rpm), ν :動粘性係数である。式(6), (7)より $Re_m \approx 1.43 \times 10^6$, そして $S = 2.15, 3.23, 6.45$ となる。また主流の乱れ度はおよそ0.8%である。図2に示す後流発生装置の回転円盤の回転方向を、それぞれ正回転の方向(Normal Rotation)および逆回転の方向(Reverse Rotation)と呼ぶ。これらはそれぞれタービン翼および圧縮機翼負圧面上における後流を再現する。

3.2 圧力分布

図3は平板翼表面で計測した圧力分布および、ポテンシャル流解析コードで行った計算結果を、そして今回の研究で参考にしたタービン翼表面上の圧力分布⁽⁴⁾も示す。それらの圧力分布 C_p は式(8)で示される。

$$C_p = \frac{P_0 - p}{1/2 \rho U_m^2} = \left\{ \frac{U_c(x)}{U_m} \right\}^2 \tag{8}$$

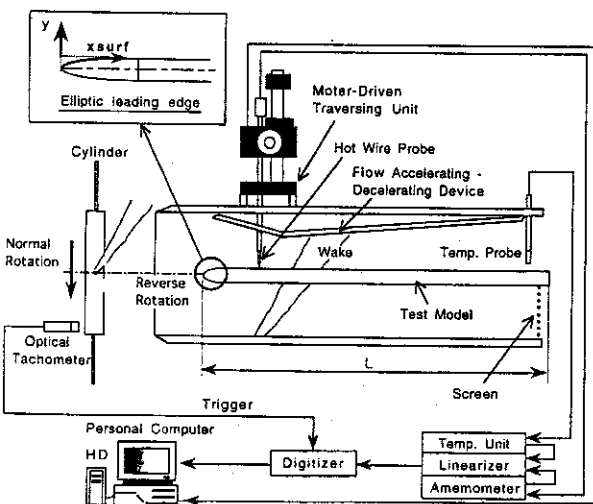


図2 Test model and measurement system

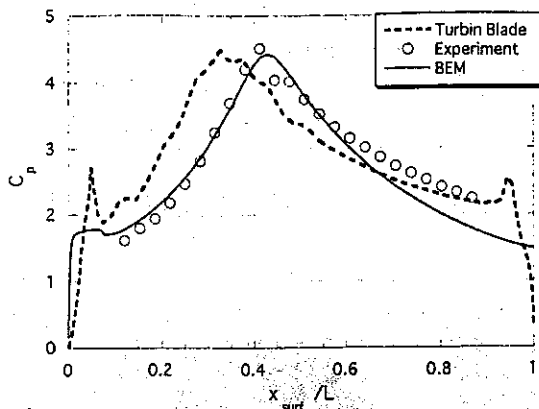


図3 Comparison of the measured pressure distribution with the target pressure distribution.

ここで、 P_0 ：入口全圧、 p ：平板翼表面上圧力、 ρ ：空気の密度である。計測結果から圧力分布のピーク値以降で、わずかな圧力平坦部があり、剥離泡の存在が示唆される。

3.3 定常流における速度・乱れ度分布

図4中央には定常流での瞬間的な速度・乱れ度分布を示す。横軸は平板部表面距離を代表長さで無次元化した距離、縦軸は平板部表面からの垂直距離を表す。瞬間図のまわりには流れ方向に8箇所 ($y = 0.2 \times 10^{-3}$ m) の生波形による流速の時間的変化⁽⁵⁾も合わせて示す。時間的変化図の縦軸は、代表長さを代表速度で無次元化した時間率 $t^* = L/U_m$ を示している。また、計測位置の前縁

からの表面距離を表1に示す。ここでは、加速流から減速流になる領域での計測結果を中心に示す。上流側では加速の影響を受け境界層は安定するが、加速領域直後の $x_{surf}/L \approx 0.50$ 付近で乱れ度が急激に発達し、下流まで定常的な高乱れ度領域が存在している。乱れ度の最大領域は $0.50 < x_{surf}/L < 0.55$ である。計測点6の流速の生波形からは、遷移開始を示す spike が現れている。このことから、この場合の境界層遷移は減速開始直後での剥離泡に起因するものと考えられる。

3.4 後流の影響を受ける境界層の瞬間図

図5に正回転、円柱が3本の場合の境界層と後流との干渉の状況をアンサンブル平均した乱れ度分布で示す。各瞬間図の座標は図4と同じである。この各瞬間図の右上には後流通過周期 T で無次元化した時間率 $t^* = t/T$ を示す。ここでは反時計の向きに1周期分の図の配置をしている。後流通過は $t^* = 0.0$ のとき、計測点の最上流である $x_{surf}/L = 0.144$ を通過し、 t^* の増加と共に下流に進む様子が確認できる。また $t^* = 0.2$ で平板近傍の後流内では、乱流パッチ (図中領域A) が生じているため

表1 Raw velocity traces measured for several locations over the test model at $y = 0.2 \times 10^{-3}$ m

	x_{surf}/L		x_{surf}/L		x_{surf}/L		x_{surf}/L
1	0.144	3	0.444	5	0.477	7	0.514
2	0.440	4	0.458	6	0.495	8	0.606

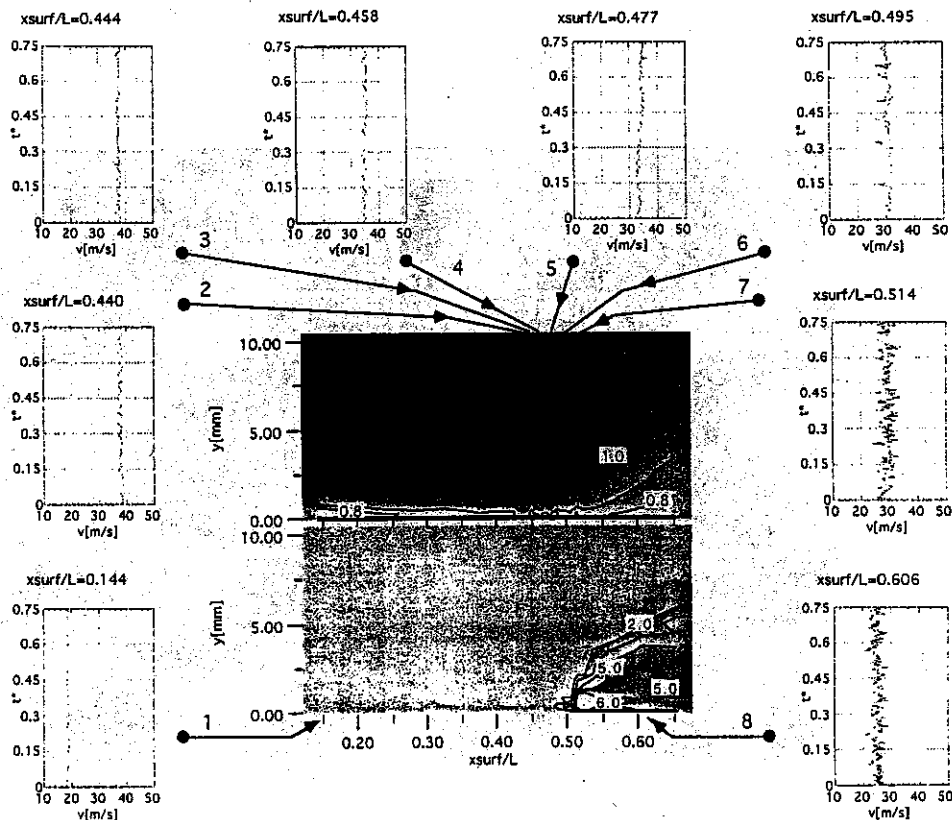


図4 Contours of velocity and turbulence intensity in undisturbed flow and raw velocity traces taken within the boundary layer at $y = 0.2 \times 10^{-3}$ m

高い乱れ度が存在している。上流から入射した後流の乱れ度は加速領域の為に弱まるが、後流が減速領域 ($t^* = 0.6$; $x_{surf}/L = 0.45$) を通過すると、その乱流パッチが急成長 (図中領域 B) し下流へさらに拡大 (図中領域 C) する。図 6 は逆回転の場合の各瞬間図を示す。図 5 と図 6 を比較すると、同様に平板翼近傍の後流内で乱流パッチが発生 (図中領域 A) し、減速領域で成長 (図中領域 B)、更に下流側で発達 (図中領域 C) する様子が確

認できる。しかしこの逆回転の場合は、後流と乱流パッチから作られる空間的な乱れの領域の発達が正回転に比べて小さい。この原因は、後流内の速度欠損および negative-jet の効果であると考えられる。

次にこれらの効果について説明する。図 7 は計測面から見た後流通過による相対的な流れ方向を示し、左図が逆回転、右側が正回転を示す。状態 1 の逆回転の場合、後流の速度欠損は計測面から見て物体表面から上昇する

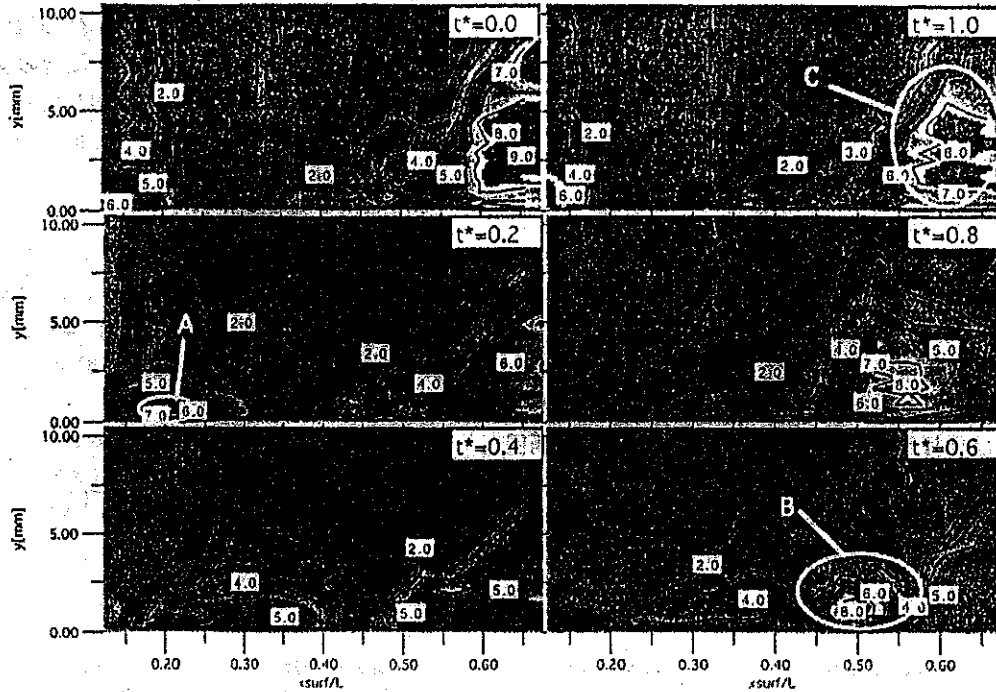


図 5 Snapshots of the ensemble-averaged turbulence intensity contours of the wake-disturbed boundary layer ($S=3.23$ normal rotation)

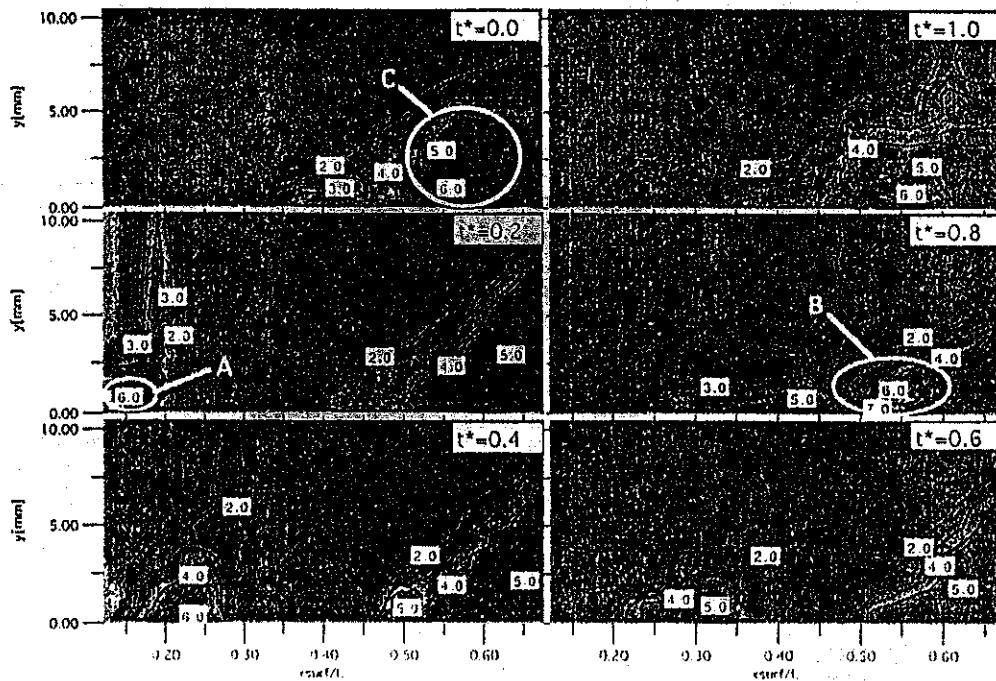


図 6 Snapshots of the ensemble-averaged turbulence intensity contours of the wake-disturbed boundary layer ($S=3.23$ reverse rotation)

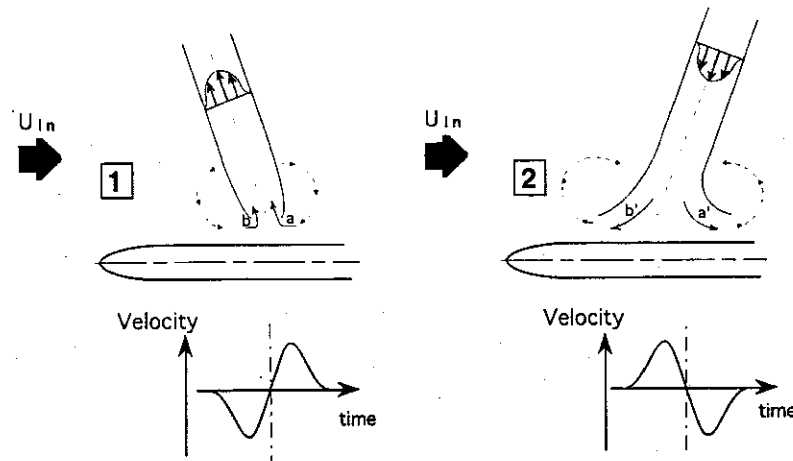


図7 Negative jet model of the wake-blade interaction phenomena
(left) reverse rotation (right) normal rotation

成分を有している。この速度成分の存在により壁と干渉した後流内の流体は壁面から離れ、その離れた流体を補うためにまわりの流体が侵入し、循環流が生じる（図中 a, b）。後流通過に伴い後流前方では、主流と対向する流体 a により局所的に流速が減少し、続いて後方の主流と平行な流体 b により加速する。そしてこの加速流により乱流パッチが抑制される。一方状態 2 の正回転の場合には、後流が壁面に衝突する成分を有しているため状態 2 と逆の現象が生じる。つまり局所的に流速は a' により加速され、続いて b' により減速される。このように、後流と壁面との干渉の状況は円柱の移動方向に影響を受け、結果として後流の影響を受けた境界層内の乱れの発達に顕著な差が生じ、逆回転の場合の後流幅（後流持続時間）は短くなることが確かめられた。

3.5 乱れ度分布の時空間図

図 8 中央には正回転、円柱 3 本の場合の平板翼上の後流通過の影響をアンサンブル平均した乱れ度分布の時空間図 ($y = 0.2 \times 10^{-3} \text{ m}$) で示す。図横軸は無次元距離を、縦軸は時間率を示す。また時空間図のまわりには図 4 と同様に流速の生波形の結果を示す。まず図 8 の時空間図の計測最上流点 $x_{surf}/L = 0.144$ (矢印 1) では、円柱後流による乱れ度の高い領域 (図中 wake) が時間的变化と共に交互に存在している。流速の生波形中には、周期的に低下する速度欠損から後流の存在が確認できる。後流通過により乱れ度分布がくさび状に発達し、 $x_{surf}/L \cong 0.50$ 以降では時間的变化によらず、乱れ度分布が常に高い。逆回転の場合の図 9 も図 8 と同様の傾向を示すが、後流通過時間が短いことが時空間図および流速の生波形から確認できる。

3.6 形状係数の時空間図

後流通過の影響を三次元的な形状係数の時空間図で示す。全てのデータ整理には、それぞれの条件下 (円柱本数および回転方向) のデータから定常流におけるデータを差し引いた値 (「後流あり」 - 「後流なし」) を用いている。図 10 は円柱本数が 3 本に対する時空間図で、左図

が正回転、右図が逆回転を示す。後流通過により平板翼表面上では、形状係数の負の領域 (図中 wake) が時空間上でくさび状に拡大していき、その傾向は正回転が顕著である。これは、3.5 節の乱れ度分布の時空間図の図 8, 9 でも明らかにされている。同様に、圧力勾配がない形状係数の時空間図⁽⁹⁾からもくさび状に拡大していく傾向があるため、加速状態が乱流スポットの流れ方向の成長に与える効果は小さいと思われる。次に加速から減速にかけての領域 ($0.40 < x_{surf}/L < 0.50$) では、形状係数の分布が極端な減少傾向を示している。これは、「後流あり」の場合が「後流なし」の場合と比べて形状係数が減少したためであるが、後流通過の直接の影響を受けるか受けないかで形状係数が変化している。例えば、図中の領域 A (後流の影響を受けている領域) を注目すると、形状係数の分布は回転方向によらずほぼ等しい。しかし後流の影響を受けていない領域 B では、形状係数の分布が領域 A と比べてわずかに増加し、さらに下流 ($x_{surf}/L \cong 0.50$) では形状係数が一時的に増加している (図中領域 C)。後流の影響がない場合にはほぼ乱流の状態に達していることから、領域 C の発生は, Calmed Region の効果と思われる。ここで Calmed Region は、下流へ移動する乱流スポットの後方に現れる一種の非平衡状態であり, Schubauer, Klebanoff⁽⁸⁾ の乱流スポットについての先駆的研究が報告されている (Solomon⁽⁹⁾)。その研究の中では、Calmed Region において境界層内の速度の変動波形が層流に近いパターンを示し、また不安定波の発生が抑制されることが見いだされている。また最近のターボ機械に関する Calmed Region の研究では、境界層を安定させる効果や翼表面上の剥離や遷移を抑制するなどの現象⁽¹⁰⁾がある。即ち領域 C の発生原因は、減速領域で生じる遷移を Calmed Region が抑制したために形状係数が一時的に増加したと考えられる。同様に円柱本数が 2 本の場合でも、図 10 の領域 A, B, C に対応する形状係数の分布が確認された。次に図 11 には、円柱本数が 6 本で正回転の結果を示す。円柱本数が

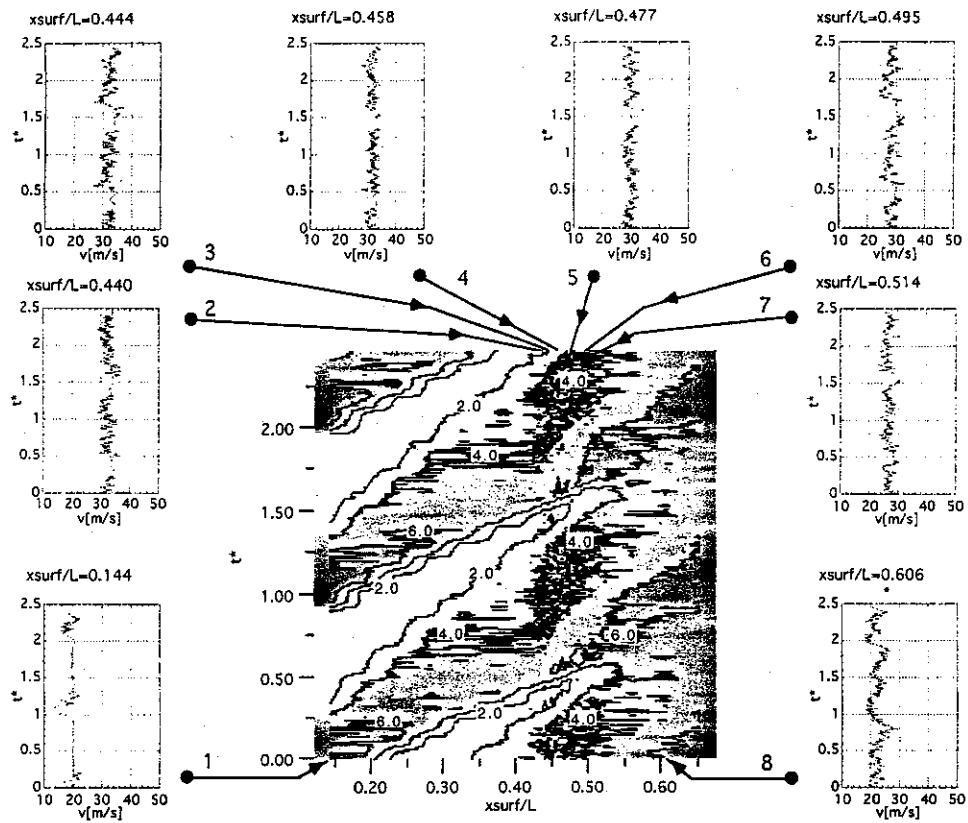


図8 Distance-time plots of ensemble-averaged turbulence intensity and raw velocity traces taken within the wake-disturbed boundary layer at $y = 0.2 \times 10^{-3}$ m ($S = 3.23$ /normal rotation)

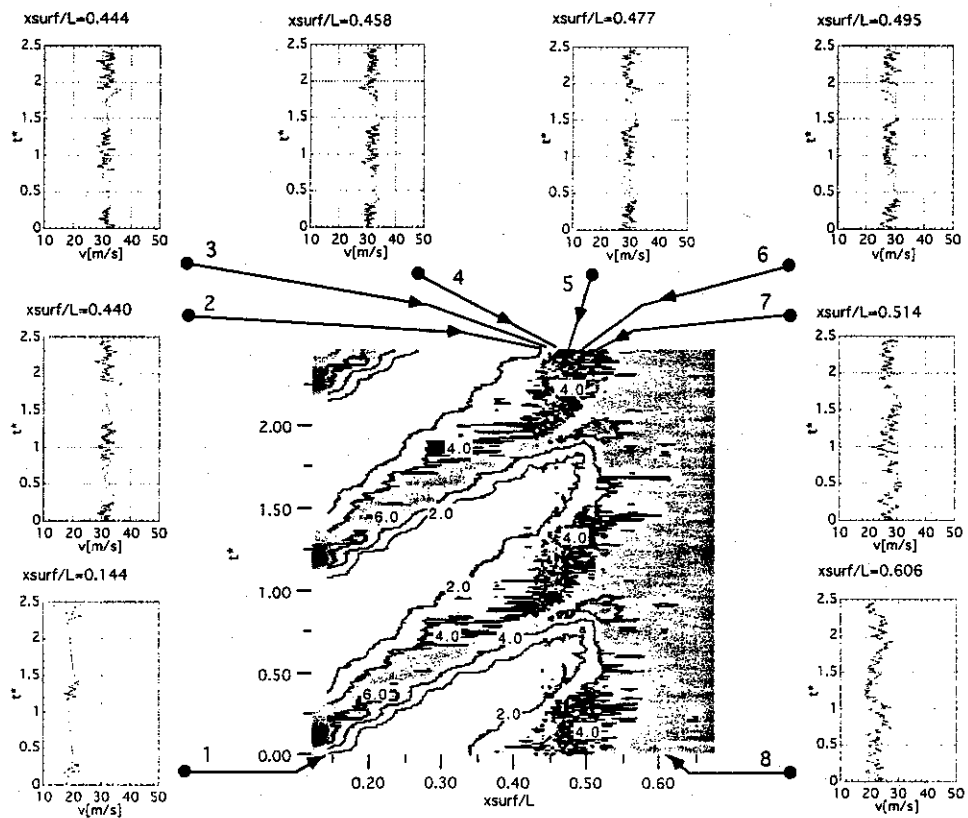


図9 Distance-time plots of ensemble-averaged turbulence intensity and raw velocity traces taken within the wake-disturbed boundary layer at $y = 0.2 \times 10^{-3}$ m ($S = 3.23$ /reverse rotation)

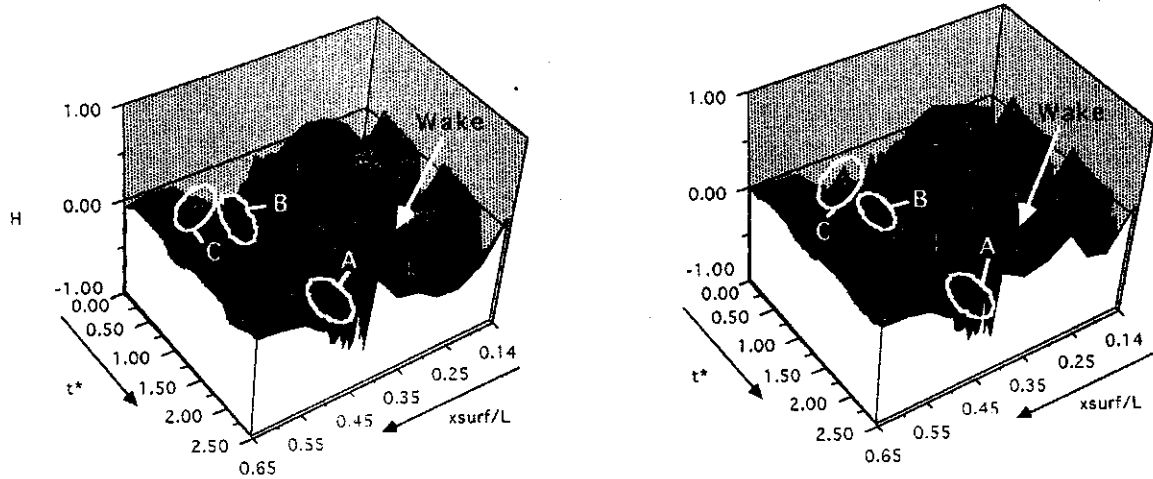


図10 Distance-time diagrams of ensemble-averaged shape factor in the case of $S=3.23$
(left) normal rotation (right) reverse rotation

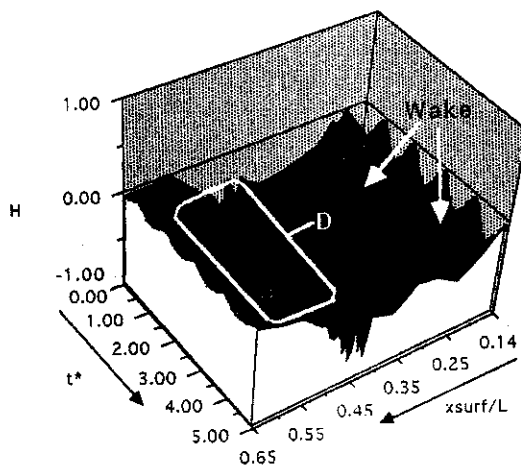


図11 Distance-time of ensemble-averaged shape factor in the case of $S=6.45$
normal rotation

3本の場合と違い、図11の領域Dから、図10の領域B、Cに対応する形状係数の増加は確認できない。これは、この領域ですでに後流同士が干渉し合っているために強い乱れが生じたためと考えられる。また逆回転の場合も同様の傾向が確認できた。

4. 結言

本研究では上流側ノズル翼列から発生した周期的後流が下流側翼列の翼面境界層に与える干渉現象を、後流発生装置の円柱列と平板翼および加減速装置を用いて非定常境界層計測を行った。以下に得られた知見を示す。

- (1) 周期的後流により壁面付近で発生している乱流スポットは、後流が減速領域を通過すると急激に発達する。その乱流スポットは、下流側の減速領域に存在している高い乱れ度領域と合併する。そして、合併後も乱流スポットは成長しつづけており、高い乱れ度は次第に強くなりその領域も拡大する
- (2) 後流通過による後流内の速度欠損およびnegative-jet

- が強制遷移に与える効果は、前縁形状に左右されない。
- (3) 乱れ度分布の時空間図から回転方向の効果も、また形状係数の時空間図からは回転方向および周波数効果の違いが確認された。
- (4) 形状係数の時空間図からストローハル数が増加すると、減速開始直後の境界層の状況に影響を与えることが確認された。

謝辞

実験遂行に当たっては本学大学院生楠城達雄君の協力を得た。また、本研究で使用した装置の製作に当たっては、岩手大学工学部工作センター佐々木圭一技術職員にご尽力いただいた。合わせてここに感謝の意を表す。

参考文献

- (1) Funazaki, K., Kitazawa, T., Koizumi, K., and Tanuma, T., ASME Paper 97-GT-452, 1997
- (2) 目黒, 岩手大学修士論文, 1992
- (3) 船崎ら, 日本機械学会論文集B編, 61-558, 1995, pp. 90-97
- (4) 船崎ら, ガスタービン学会誌, 24-95, 1996, pp. 74-80
- (5) Orth, U., ASME Paper 92-GT-283, 1992
- (6) Addison, J.S. and Dong, Y., Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines and Propellers (Beijing), pp. 239-253, 1989
- (7) Kerrebrock, Jack L., Second Edition, The MIT Press, pp. 246-249, 1992
- (8) Schubauer, G.B., Klebanoff, NASA TN 3489, 1955
- (9) Solomon, W. J., Doctoral dissertation, University of Tasmania, pp. 121-122, 1996
- (10) Cumpsty, N.A., Dong, Y., and Li, Y.S., ASME Paper 95-GT-443, 1995