

LES を用いた遷移翼列流れの圧縮性解析

LES of Compressible Transitional Cascade Flows

松 浦 一 雄*・加 藤 千 幸*・吉 識 晴 夫**
Kazuo MATSUURA, Chisachi KATO and Haruo YOSHIKI

1. は じ め に

航空用, 産業用ガスタービンでは, 翼列の空力特性がエネルギー変換効率を大きく左右するため, 従来より翼列流れに関する研究が盛んに行われてきた. 中でも, 低 Re 数効果を有する翼列流れの予測・解明に関する研究は, 航空用低圧タービンの高空性能ひいてはジェットエンジン構造重量全体の軽量化や, 産業用小型タービン性能等の向上のために重要であり, 今後更なる発展が必要であると考えられる.

一般に, 低圧タービンでは, 作動流体密度の低下及び, 高温に起因する高い粘性により, また特に小型タービンでは代表長さが小さいことにより, Re 数は $10^4 \sim 10^5$ オーダと低くなり, 低 Re 数効果が顕著になる. 一方で, 境界層は燃焼器からの乱れ, 或いは翼列のウエイク等, 5~20% の強い主流乱れにさらされ層流-乱流遷移状態になる¹⁾.

過去において, 遷移翼列流れの予測・解明に向け, 実験或いは Emmons の乱流スポットに代表される定常解析モデルに基づいた数値解析により, 翼面上の速度, 温度場の挙動が調べられてきた. ところが, 境界層遷移の予測は未だ難しい問題であり, 境界層剥離により問題はさらに複雑化する. その一方で, 近年 NS 方程式に基づき, なるべく直接的に現象の予測・解明を行う手法が発達し, 遷移を伴う流れ場に適用されている²⁻⁹⁾.

このような研究動向の中, 本研究では, 圧縮性遷移翼列流れの予測と, その剥離流れの遷移メカニズムに対して主流乱れが及ぼす効果の現象解明を目的に, 主流乱れも考慮した低圧タービン翼列流れの LES を行っている¹⁰⁾. 本報では, 圧縮性流れとしての大域的な挙動と, 主流乱れの存在が, 遷移を伴う翼列剥離流れに与える定性的な効果について報告する.

2. 解 析 方 法

本研究では, ファーブル平均化された 3 次元圧縮性

Navier-Stokes 方程式を支配方程式とし, 有限差分法で解いた. メトリクス, 対流項及び粘性項における空間微係数は, 空間 6 次精度のコンパクトスキーム¹¹⁾により評価を行った. 時間積分法は, Beam & Warming による近似因数分解法¹²⁾を Pulliam & Chaussee による対角化法¹³⁾と併せて用いている. また時間精度を向上させるため, 3 点後退オイラー差分に基づく Newton 反復を各時間ステップにおいて 3 回行っている. 最終的な時間精度は最大 2 次精度である. 本計算では, コンパクトスキームの中心差分に伴う数値的不安定性を抑制するため, 内点 10 次精度の陰的フィルタリング¹⁴⁾を使用した.

3. 解析対象及び条件

解析対象は低圧タービン用翼 T 106¹⁵⁾であり, 設計点条件において流入境界から, 流入乱れを導入しない場合 (Case A) 及び, 7.1% の等方的な流入乱れを導入する場合 (Case B) の 2 条件に関し計算を実施した. このタービン翼の設計データを表 1 に, 翼列形状を図 1 にそれぞれ示す. 特に, 設計点条件での翼弦長及び流出速度に基づく Re 数は 5×10^5 である.

各方向間引いて表示した計算格子を図 2 に示す. 格子は, 解析対象となるタービン翼列流路 1 ピッチに対し H 型格子を楕円型方程式により生成した. 同図において, 流入境界は翼前縁から 0.5 C, 流出境界は翼後縁から 1 C それぞれ離れている. またスパン方向幅を 0.1 C に設定した. 格子点数は主流方向, ピッチ方向及びスパン方向にそれぞれ, 1005 点, 150 点及び 40 点であり, 格子点総数は約 600 万点である.

表 1 Design Data

Design Point Condition		
Isentropic outlet Mach #	Ma_{2h}	0.59
Isentropic outlet Reynolds #	Re_{2h}	5.0×10^5
Inlet flow angle	β_1	127.7°
Outlet flow angle	β_2	26.8°
Geometry		
Chord length	C	100 mm
Pitch ratio	t/C	0.799

*東京大学生産技術研究所 人間・社会部門

**東京大学生産技術研究所 名誉教授

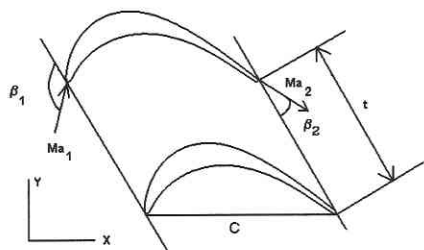


図1 Cascade Geometry

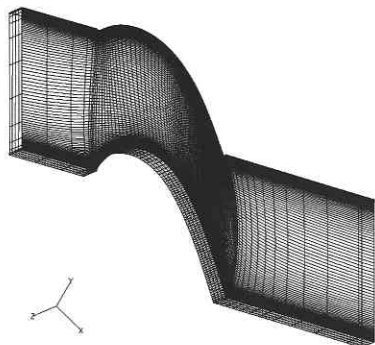


図2 Calculation Grid
(Grid lines are shown every 5 lines)

4. 解析結果

図3に翼周りの壁面静圧分布を示す．両計算結果はともに、実験値と良く一致し、また同時に、80%翼弦長付近の剥離泡挙動も捕らえていることから、本計算結果は妥当である．この図でCase AとCase Bとの差は、約20%翼弦長位置以前の前縁付近と、約90%翼弦長位置以降の後縁付近との負圧面側に表れている．前縁付近ではCase Aの方が圧力勾配がより急になり、後縁付近ではCase Bの方がより急になっている．これは、流入乱れの有無により、翼面境界層状態が変化した結果、翼列内流れの膨張・圧力回復に差が出たためと考えられる．

以下、Case A及びCase Bにおける更に詳細な圧力場を検討する．図4にCase A及びCase Bにおける速度場のdivergenceを示す．Case Aでは、流れ場には翼後縁付近の非定常変動より発生する圧力波が卓越する．この圧力波は、自らの翼後縁付近の剥離域と相互干渉する効果と、隣合った翼負圧面の最大曲率付近に入射し、そこで生じる反射波と干渉しながら複雑な圧力変動場を形成する効果との、2つの顕著な効果をもつことが分かる．一方、Case Bでは、Case Aに見られた、翼後縁付近から発生する規則的な圧力波の伝播は弱められ、ほとんど確認できない．

図5にCase A及びCase Bにおける翼後縁付近速度場のdivergenceを示す．Case Aでは、後縁付近の剥離した境界層と圧力波が干渉し、速度場divergence値の規則的な反転が確認される．一方、Case Bでは、後縁付近に微細な渦構造が形成されているのが分かる．これらより、図4で見

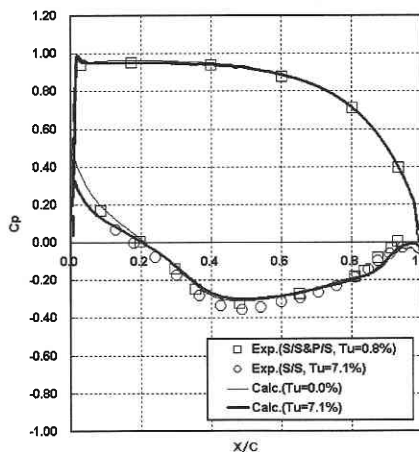


図3 Pressure-coefficient distribution

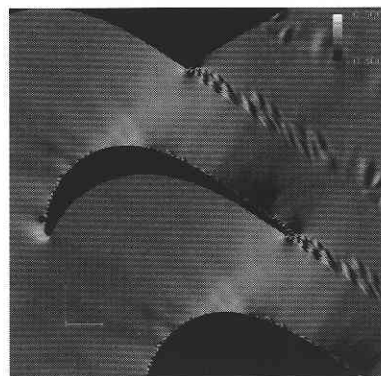
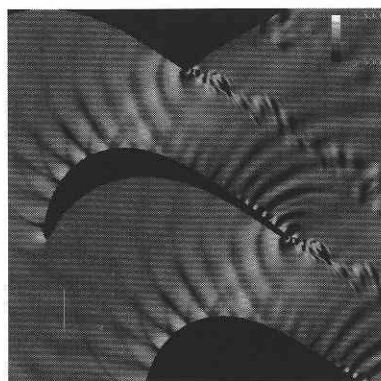


図4 Divergence of velocity field
(upper: Case A, lower: Case B)

られた流入乱れの有無による翼列内における圧力波伝播形態の相違は、後縁付近における境界層乱れに直接的に関係していると考えられる．

図6及び図7に負圧面の各翼弦長位置における壁面静圧時間履歴を示す．Case Aでは、40%翼弦長位置において、無次元時間周期が約0.067、圧力変動幅が平均絶対圧の約3.5%の規則的な圧力変動が見られる．図4より、この変動は負圧面側に位置する隣合った翼からの影響であることが分かる．また、翼列スロート下流付近の65%、75%翼弦長位置では、圧力変動は低減し、更に下流の85%翼弦

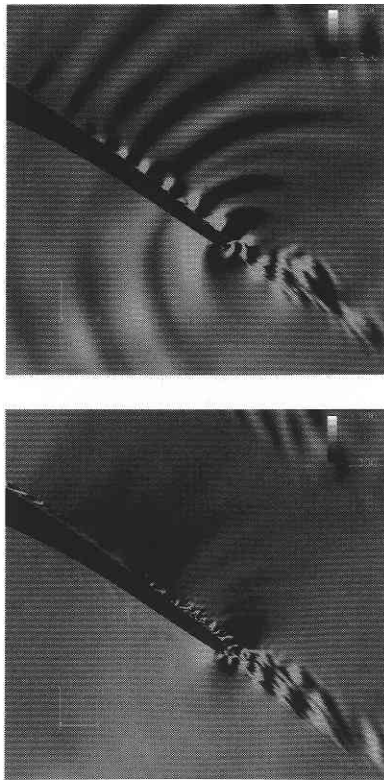


図5 Divergence of velocity field near trailing-edge
(upper: Case A, lower: Case B)

長位置では、図4より、自らの翼後縁から発生する圧力波の影響を支配的に受け、平均絶対圧の5%程度の圧力変動が起きることが分かる。後縁近傍の95%翼弦長位置では、境界層の剥離及び後縁付近からの圧力波により、1周期にピークを2つ持つ圧力変動となる。一方、Case Bでは、40%翼弦長位置において、Case Aにおいて確認された規則的な圧力変動は見られない。75%及び85%翼弦長位置では、無次元時刻0.9から1.0の間に不規則な高周波数変動が現れており、主流乱れの影響により、乱流スポットが発生していることを示していると考えられる。95%翼弦長位置では、時間履歴全体に渡り、付着した乱流境界層の状態にあることが分かる。上述の図3において、Case AとCase Bとで90%翼弦長付近以降の圧力回復に差が見られることを述べたが、両者においては95%翼弦長位置における圧力波形に、剥離境界層であるか、あるいは付着境界層であるか、という相違があり、これがその圧力回復の差になって現れることが確認できる。

5. おわりに

本研究では、6次精度コンパクト差分-10次精度フィルタリングを用いたスキームにより、低圧タービン翼列の圧縮性遷移流れのLESを行った。解析では、主流乱れを考慮しない場合と、約7%の等方的な主流乱れを導入する場合の両者を比較した。

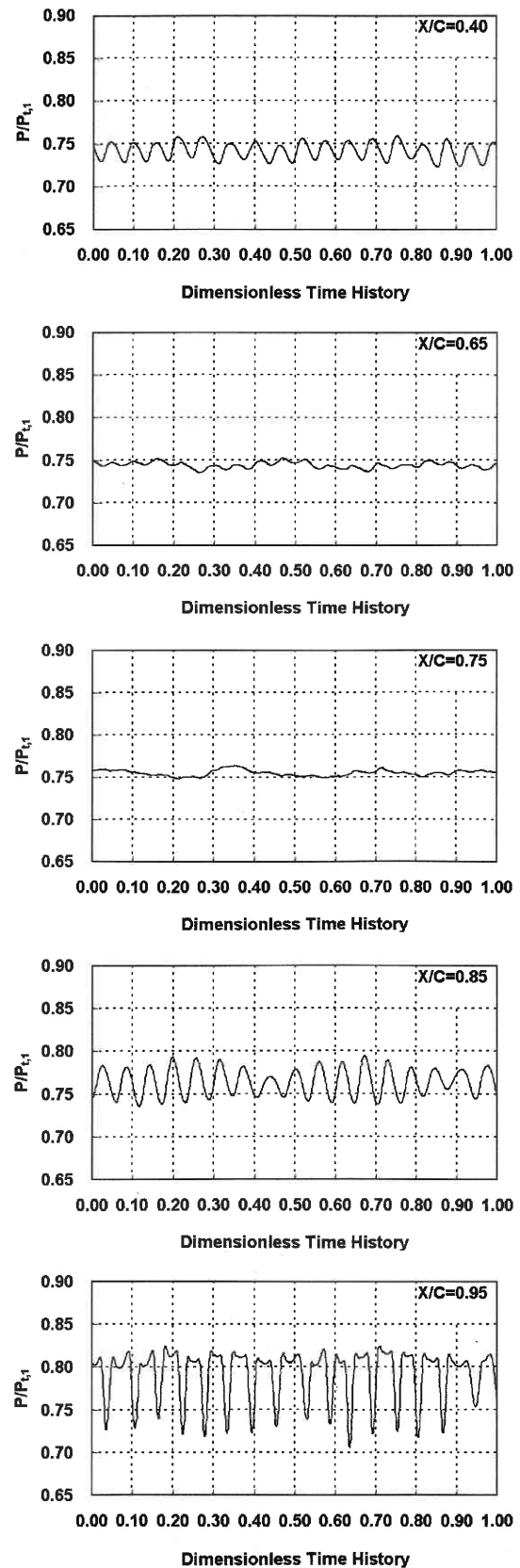


図6 Time history of wall surface pressure on the suction side of the blade at $X/C = 0.4, 0.65, 0.75, 0.85, 0.95$ (Case A)
(time is non-dimensionalized by C/u_{∞})

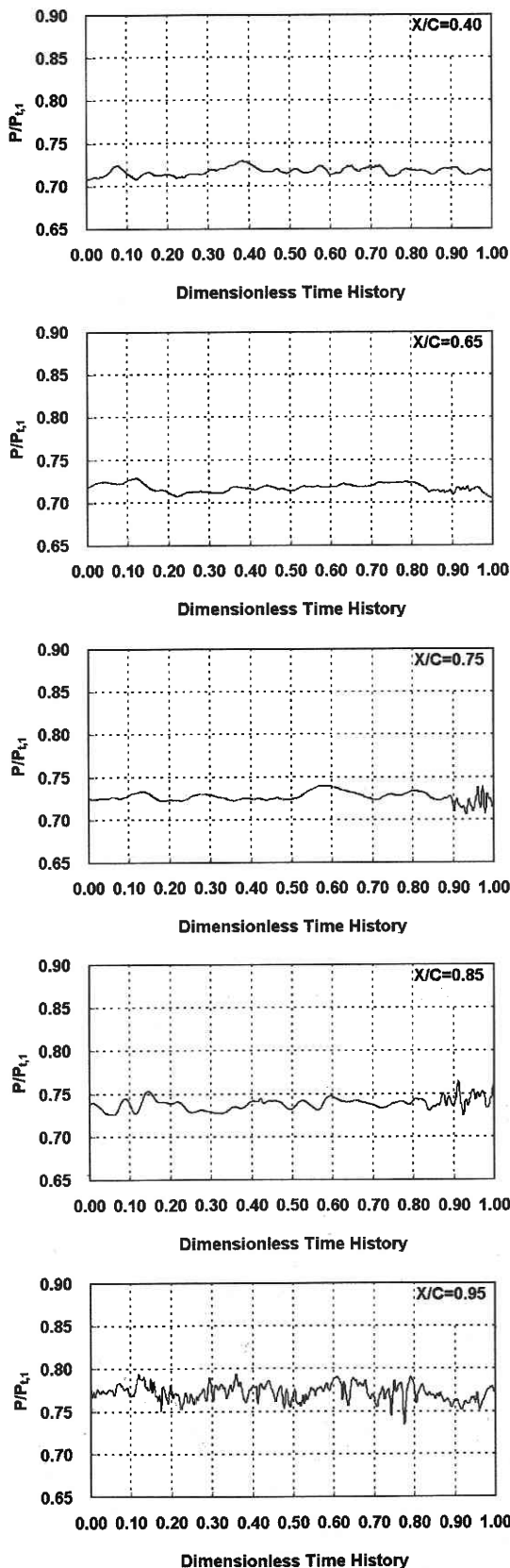


図7 Time history of wall surface pressure on the suction side of the blade at $X/C=0.4, 0.65, 0.75, 0.85, 0.95$ (Case B) (time is non-dimensionalized by C/u_∞)

本計算では、遷移を伴う翼列剥離流れが再現でき、翼壁面静圧力分布に関して、実験値と計算の結果は良い一致を示した。

主流乱れを考慮しない場合と考慮する場合とでは、遷移を伴う翼列剥離流れの定性的挙動が大きく変化し、特に圧力場に顕著な相違が見られた。前者においては、後縁付近より発生する圧力波が卓越した。この圧力波は、自らの後縁付近の剥離域と相互干渉する効果と、隣合った翼の最大曲率付近に圧力変動を及ぼす効果との、2つの顕著な効果を持つ。一方、流入乱れが強い場合、この圧力波の効果は弱まる様子が見られた。

今後、更に格子解像度を上げ、剥離挙動に対する圧力波の影響を詳細に検討すると同時に、剥離遷移流れに対し主流乱れがどのような効果を持つかを詳細に解明してゆくことが課題である。

謝 辞

産業技術総合研究所の松沼孝幸博士には、ガスタービンにおける層流-乱流遷移に関し、また、東京大学工学系研究科航空宇宙工学専攻寺本進講師には、時間積分法に関し、多くの有益な情報を頂いた。ここに記して謝意を表したい。

(2003年12月17日受理)

参 考 文 献

- 1) Mayle, R. E., *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol. 113, pp. 509-537 (1991).
- 2) Fujiwara, H., et al., 第14回数値流体力学シンポジウム講演要旨集, p. 69 (2000).
- 3) Mittal, R., et al., *AIAA* 2001-2560, (2001).
- 4) Ooba, Y., et al., *AIAA* 2003-1213, (2003).
- 5) Raverdy, B., et al., *AIAA Journal*, Vol. 41, No. 3, pp. 390-397 (2003).
- 6) Wu, X., et al., *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 446, pp. 199-228 (2001).
- 7) Kalitzin, G., et al., *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 24, pp. 636-644 (2003).
- 8) Wissink, J. G., et al., *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 24, pp. 626-635 (2003).
- 9) Michelassi, V., et al., *AIAA Journal*, Vol. 41, No. 11, pp. 2143-2156 (2003).
- 10) 松浦一雄・他3名, 生産研究, 55-1, pp. 59-63 (2003).
- 11) Lele, S. K., *Journal of Computational Physics*, Vol. 103, pp. 16-42 (1992).
- 12) Beam, R. M., et al., *AIAA Journal*, Vol. 16, No. 4, pp. 393-402 (1978).
- 13) Pulliam, T. H., et al., *Journal of Computational Physics*, Vol. 39, pp. 347-363 (1981).
- 14) Gaitonde, D. V., *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 11, pp. 2103-2112 (2000).
- 15) Hoheisel, H., "Test Case E/CA-6 Subsonic Turbine Cascade T 106," *Test Cases for Computation of Internal Flows in Aero Engine Components*, edited by L. Fottner, AR-275, AGARD, pp. 112-123 (1990).