格子ボルツマン法による 低圧タービン翼まわりのはく離遷移流れのLES解析

LES of Transitional Separated Flow over a Low-Pressure Turbine Airfoil Using Lattice Boltzmann Method

> 加藤 千裕^{*1} KATO Chihiro

山田 和豊^{*1} YAMADA Kazutoyo 船崎健一*1 FUNAZAKI Kenichi

ABSTRACT

This paper discusses the LES results of transitional separated flows on the suction and pressure surfaces of a lowpressure turbine airfoil for an aeroengine using the lattice Boltzmann method (LBM) that Large-Eddy Simulation (LES) can perform large-scale calculations with dense mesh system with fewer operation counts than conventional Navier-Stokes simulations. The LBM adopted in this study uses cumulant collision model to provide high accuracy and stability in predicting turbulent flows. The LBM results are well validated by comparing with the experimental results. In analyses of the flow field, we especially focus on the vortical flow structure occurring downstream of the separated flow on the suction and pressure surfaces of the turbine airfoil. The simulations are conducted at three Reynolds number conditions of 80k, 100k and 130k, and these results are compared with each other to reveal the effect of Reynolds number on the flow and the aerodynamic loss of the turbine.

キーワード: 低圧タービン, LES, 格子ボルツマン法, はく離遷移流れ, 空力損失 **Key words**: Low-Pressure Turbine, Large-Eddy Simulation, Lattice Boltzmann Method (LBM), Transitional Separated Flow, Aerodynamic Loss

1. 緒言

近年,環境適合性および低燃費化に対する要求が高 まっており,航空エンジンは高バイパス比化が進んでい る。ターボファンエンジンでは,ファンがエンジン推力 の大半を担っているが,このファンは低圧タービンによ り駆動されている。このことから,低圧タービン性能は エンジン性能に大きく寄与する。特に,エンジン重量に 占める割合が高く,タービン翼の高負荷化が進められて いることから,その高効率化が重要な課題となっている。

高負荷低圧タービン翼では、高高度巡航時の低レイノ ルズ数化によって負圧面境界層は層流状態になり、は く離による性能低下が懸念されるため層流はく離泡の 制御が必要である。そのためにもはく離を正確に予測 することが高負荷低圧タービン翼の性能評価にとって 重要である。したがって、これまでに、LES(Large-Eddy Simulation)などの高精度乱流解析を用いて、主 流乱れやレイノルズ数、マッハ数、上流後流などが低 圧タービンの損失生成に及ぼす影響および損失生成メ カニズムが詳細に調査されている^{(1),(2)}。さらには、実 験に比べ流れ場の情報を豊富かつ安価で高速に得ら

原稿受付 2023年8月2日 査読完了 2024年4月15日 *1 岩手大学 〒020-8551 盛岡市上田4-3-5 れることから、低圧タービン用仮想数値風洞として DNS(Direct Numerical Simulation)解析が実施され RANSモデルの改良などにも応用されるようになって きている^{(3),(4)}。一方、近年、格子ボルツマン法(LBM ; Lattice Boltzmann Method)が様々な流体計算に応用 されはじめている^{(5),(6),(7)}。格子ボルツマン法では、従来 のNavier-Stokes方程式に比ベアルゴリズムが単純で演 算量が少ないことから、大規模な計算を行うことが可能 である。また、計算格子には等方的な直交等間隔格子が 使用されるため、乱流の解析に適した手法であると考え られ、壁乱流の予測精度も高いことが期待される。しか し、はく離・遷移・再付着を含む複雑な乱流場について 格子ボルツマン法が応用された報告はほとんどなく、十 分な検証もなされていない。

本研究の目的は、低圧タービン翼まわりのはく離・遷 移・再付着を伴う複雑流動場について、格子ボルツマン 法による予測精度を検証することである。本研究では、 航空エンジン用低圧タービン翼を対象として、格子ボル ツマン法によるLES解析を実施し、解析結果と船崎らに よる実験結果⁽⁸⁾を比較した。また、さまざまなレイノル ズ数条件で翼負圧面上におけるはく離遷移(はく離起因 の遷移)の非定常流動の詳細を調査するとともに、翼後 縁における境界層特性値等による翼列損失の理論(いわ ゆるDenton損失)および翼列下流で計測された翼列損 失を評価し、実験と比較した。

主な記号

| C_{pb} | ベース圧係数 | С | 翼コード長 |
|-----------------|------------|------------------|----------|
| C_x | 軸コード長 | е | 粒子速度 |
| f | 粒子分布関数 | N | アンサンブル数 |
| Р | 翼面静圧, 圧力 | P_t | 全圧 |
| q | 壁面までの無次元距 | 离准 | |
| Re | 出口速度とコード長 | に基づく | 、レイノルズ数 |
| u_w | 物体表面の移動速度 | | |
| t | 翼後縁の厚み | и | 境界層内の速度 |
| \vec{u} | 速度ベクトル | U_e | 主流速度 |
| V | 質量重み付き平均速度 | | |
| \overline{w} | スロート幅 | x | 軸方向距離 |
| У | ピッチ方向距離 | ${\mathcal Y}_e$ | 境界層厚み |
| \mathcal{Y}_n | 翼面法線方向距離 | Ω | 粒子の衝突演算子 |
| ζ | 渦度ベクトル | ρ | 密度 |
| | | | |

- 添え字

| <i>i</i> 任意のモデル | で離散化された粒子速度の方向 |
|-----------------|----------------|
|-----------------|----------------|

1 入口計測位置(前縁から60%Cx上流)

出口計測位置(後縁から115%Cx下流)

3. 解析対象

本研究では、岩手大学直線翼列試験で調査された航空 エンジン用低圧タービン翼を解析対象とした。Fig. 1に 解析対象である低圧タービン翼列の空力試験装置の概略 を示す。試験では、翼面静圧計測、熱線流速計による境 界層速度プロファイル計測、ピトー管による翼列下流 における全圧分布のトラバース計測が実施されている⁽⁸⁾。 翼列上流および下流での圧力・速度の計測位置は、それ ぞれ翼前縁から60%Cx上流、翼前縁から115%下流であ る。

4. 数値計算手法

4.1 格子ボルツマン方程式

格子ボルツマン法は, 粒子の分布関数の時間発展を計 算する手法であるが, 粒子の速度空間は有限な離散速度 で表現され, ボルツマン方程式の縮約モデルと考えるこ とができる。格子ボルツマン法の基礎式は, 離散ボルツ マン方程式を時間方向および空間方向に離散化して, 次 式のように表される。

 $f_i(\boldsymbol{x} + \boldsymbol{e}_i \Delta t, t + \Delta t) = f_i(\boldsymbol{x}, t) + \Omega_i$ (1)

粒子速度モデルには3次元27速度(D3Q27)モデル を使用し,衝突項の演算にはガリレイ不変性を満足し高 レイノルズ数流れで安定なCumulant 衝突モデル⁽⁹⁾を採 用した。マクロな物理量である密度,速度および圧力は, 次式で計算される。



Fig. 1 Test apparatus of low-pressure turbine cascade

$$\rho = \sum_{i} f_{i}$$
$$\mathbf{u} = \frac{1}{\rho} \sum_{i} f_{i} \mathbf{c}_{i}$$
$$P = \frac{\rho}{3}$$
(2)

なお、本研究ではSGS 渦粘性モデルを導入し、LES 計算を実施した。SGS モデルには、WALE モデル⁰⁰を 採用した。

4.2 境界条件

物体壁面の境界条件は、すべり無し条件とし、 Interpolated Bounce-Back (IBB)法¹¹¹を適用した。計 算領域境界では、境界条件として、マクロ物理量から計 算される局所平衡分布関数を与えた。入口境界条件と して、無次元速度(粒子速度で無次元化)を0.05、流入 角αを45.4°で固定して与えた。密度は勾配ゼロのノイ マン条件を課した。出口境界では、密度を1.0で固定し、 速度は、計算領域内部の値を外挿して与えた。スパン方 向とピッチ方向に関しては周期境界を適用した。

また、実験における主流乱れは1.0%以下であり、主流乱れが流れ場に及ぼす影響は小さいとして無視した。

4.3 計算条件

実験では、出口レイノルズ数Re=100kの条件で試験 されている。計算ではタービン性能に及ぼすレイノル ズ数の影響を調査するために、出口レイノルズ数が80k, 100k, 130kの3条件について計算を実施した。本研究 では、計算条件として直接レイノルズ数を与えており、 レイノルズ数の変化に伴い動粘度が変化する。

4.4 計算格子

本研究では、計算格子はBuilding-Cube Method (BCM)¹²⁰で作成した。計算領域は、軸方向に上流・下 流の境界を軸コード長C_xの約0.8 ~ 0.9倍離した位置に 設定し、スパン方向は軸コード長の約9%の厚みとし た。なお、後述するように、翼負圧面境界層のはく離遷 移において重要な役割を担う縦渦が十分に解像されて おり、今回設定したスパン長は翼負圧面側のはく離・ 遷移・再付着の流動を再現するのに十分である。本計 算では、Cubeサイズを4階層とし、翼周囲とwake部に 最小Cubeを配置した。Cube当たり各方向に17点の計算 格子点を配置した。最小格子幅は0.07 [mm]である。計 算格子をFig. 2に示す。同図には,視認性を考慮して Cubeのみが示されている。Cube数は37,399,総格子点 数は183,495,637点である。解析結果から求めた翼後縁で のy⁺はレイノルズ数130kの場合で3.5,100kの場合で2.5, 80kの場合で1.0であった。本計算には九州大学のスー パーコンピュータシステムITOを用いた。576並列で解 析を行い,各レイノルズ数条件の計算時間は,時間平均 など統計処理に必要なデータ取得に必要な計算を含めて, 約80~100時間であった。

5. 解析結果

5.1 翼面圧力係数

Fig. 3は翼面圧力分布を示しており, Re=80k, 100k, 130k条件の解析結果およびRe=100k条件の実験結果を 比較している。グラフの横軸は軸コードで無次元化した 軸方向距離を示しており,縦軸は翼面圧力係数を示して いる。翼面圧力係数*Cp*は次式を用いて評価した。

$$Cp(x) = \frac{P_{t1} - P(x)}{1/2\rho \overline{V_2}^2}$$
(3)

Fig. 3より,解析結果はいずれのレイノルズ数でも実験と概ね一致する。しかし,翼負圧面での加速が正確に 再現されておらず,ピークは実験よりわずかに低くなっ ている。実験結果から,翼負圧面後縁側には層流はく離 泡が確認される。負圧面境界層のはく離・再付着に関し てみると,Re=130k条件とRe=100k条件の解析結果は 実験とよく一致した分布を示しており,はく離遷移現象 が再現されていることがわかる。Re=80k条件の場合で は,再付着が実験よりも後縁側で起こっており,はく離



Fig. 2 Computational grid (only cubes shown)



Fig. 3 Pressure coefficient distributions around turbine blade

遷移が遅れている。レイノルズ数の低下に伴って, 負圧 面側ピークが低下し, 再付着位置は後縁側に移動する傾 向にある。

5.2 翼面上の限界流線

Fig. 4に解析結果による時間平均および瞬時の翼面上の限界流線を示す。ただし、LBMでは物体表面に沿って格子が配置されていないため、同図に示される限界流線は描画用の格子に速度を補間して可視化されたものであることに注意を要する。負圧面側はRe=80k, 100k, 130k条件で比較しており、圧力面側はレイノルズ数依



(c) Pressure side at Re=100k (instantaneous)

Fig. 4 Limiting streamlines on the blade surface, and vortical flow structures are shown for $^{\rm (c)}$

- 32 -

存性がほとんどないためRe=100kの結果のみを示す。 同図より,負圧面境界層についてみると,Re=80k条件 では80%Cx付近ではく離し,98%Cx付近で再付着して いるのに対し,Re=100kおよびRe=130k条件ではともに 85%Cx付近ではく離し,Re=100kでは90%Cxよりやや 下流,Re=130kでは90%Cxよりやや上流で再付着して いる。したがって,再付着位置はレイノルズ数の低下に 伴い下流に移動しており,遷移が遅れることで剥離領域 が拡大している。なお,Re=80kでは,はく離開始位置 が上流に移動することでも,はく離領域が拡大している。

圧力面側についてみると、5~10%Cxにはく離線を 確認できる。また時間平均流れでは、50~55%Cxで再 付着線がみられ、圧力面側では前縁はく離に伴う再循環 領域が形成されている。Fig.4(c)については、瞬時の限 界流線上に渦構造を併せて示している。渦構造はQ値の 等値面で可視化されており、無次元へリシティで色付け されている。無次元へリシティは次式で定義され、渦度 ベクトルと速度ベクトルの成す角の余弦値を表すことか ら、流れ方向に軸を持つ縦渦を判別することができる⁽³⁾。

$$H_n = \frac{\vec{\zeta} \cdot \vec{u}}{|\vec{\zeta}| |\vec{u}|} \tag{4}$$

はく離位置は時間平均流れと同様だが,同図に示した瞬間では40~45%Cxで一度再付着した後に,すぐに再度はく離している様子がみられる。瞬時流れでは,はく離は完全には閉じておらず,下流に縦渦が放出されている。

5.3 境界層速度分布

Fig. 5は実験における翼負圧面境界層の速度分布計測 位置を示している。実験では,翼負圧面側において60% Cxから98%Cxの間の8か所で境界層速度分布の計測が 実施されている。Fig. 6は, Fig. 5に示した各計測位置 における,解析結果および実験結果の境界層速度分布の 比較を示している。なお,実験結果は試験が実施された Re=100kの結果のみが示されている。同図において,変 曲点の有無や直線性などを調べることにより,はく離開 始点や再付着点といった流れの特徴的な箇所を明白に見 出すことができる。同図の縦軸は翼面法線方向距離*Y*_n [mm]を示しており,各計測位置での速度分布を横に並 べて表示している。

Fig. 6より,75%Cxより上流の領域ではいずれのレイ ノルズ数の解析も実験と概ね一致しており,75%Cxよ り下流では各レイノルズ数条件で境界層の様子が異なっ ているが,60%Cx~85%Cxを通してRe=100k条件で の計算結果は実験結果と最もよく一致している。実験結 果の速度分布および後述するRMS値から,境界層はく 離は70%Cx辺りから開始していると判断される。また 実験での再付着点は,Fig.3の翼面圧力分布とあわせて 総合的に判断すると,90%Cx付近であると考えられる。 一方,計算結果では,速度分布からはく離位置を判断す ると実験と対応するが,上述の通り,実際のはく離位置 は実験より10~15%Cx下流で生じている。再付着点に



Fig. 5 Measurement locations of velocity profile



Fig. 6 Velocity profiles for three Reynolds numbers

ついてみると, Re=130k条件では90%Cx, Re=100k条 件では90~95%Cx, Re=80,000条件では98%Cxあたり であると考えられ, レイノルズ数の低下とともに再付着 点が下流に移動している。これは翼面圧力係数および翼 負圧面の限界流線と対応している。

5.4 境界層RMS值

ここでは境界層内の速度のRMS値*u_{RMS}*を評価した結果を示す。*u_{RMS}*は次式を用いて評価した。

$$u_{RMS}(y_n) = \sqrt{\frac{\sum_{n=1}^{N} (u^n(y_n) - \bar{u}(y_n))^2}{N}}$$
(5)

Fig. 7は、各条件での*u_{RMS}*を実験結果と比較している。 グラフの縦軸に翼面法線距離 Y_n [mm]をとり、 u_{RMS} / Ueの分布を無次元軸コード位置ごとに分けて描いてい る。なお、同図では、(a) 60 % Cx ~ 85 % Cxと(b) 90 % Cx~98%Cxで視認性のために尺度を変更している。 Re=130k条件とRe=100k条件では80%Cx付近で壁面近 傍にピークが表れ始め、Re=80k条件では70%Cxから ピークが表れはじめる。このピーク位置は、はく離せん 断層の中心あたりに対応している。はく離せん断層が 下流で巻き上がり,周期的に渦として放出されること に伴って、上流側のはく離せん断層も翼面法線方向に 変動する結果, u_{RMS}のピークが発生していると考えられ る。一方, 実験では60%Cxですでにピークが表れている。 Fig. 3より, 実験の60%Cxははく離点の上流であること から、実験でははく離前から壁面近傍に速度変動が存在 していることが分かる。Fig. 7 (a)から, 実際には主流中 に乱れが存在しており、主流乱れの影響が境界層内に乱



Fig. 7 u_{RMS} profiles for three Reynolds numbers

れの核(例えばストリーク)として残り、それが逆圧力 勾配下で成長し顕在化したためと考えられる。ピークに 対応するはく離せん断層中心の壁面からの高さは、70% $Cx \sim 90\%Cx$ の間では3条件の解析と実験とで概ね一致 している。また、85%CxではRe=100k条件とRe=130k 条件で壁面近傍に2つ目のピークが表れている(図中 A)。このピークは、Re=80k条件は95%Cxで、実験では 90%Cxで見られる。第2のピークは、下流に行くほど 成長して壁面から離れていき、翼後縁付近では1つ目の ピークと結合し、1つの大きなRMS領域を形成している。

5.5 翼負圧面上の渦の動的挙動

本供試低圧タービン翼では、翼負圧面ではく離した境 界層が乱流化して再付着する。この節では、はく離遷移 の流動を理解するため、はく離せん断層が渦として巻き 上がり、最終的に崩壊して乱流化する過程について、渦 流れ構造を描画して議論する。 Fig. 8、Fig. 9、および Fig. 10に、各レイノルズ数80k、100k、130kの条件にお ける翼負圧面側後縁付近の瞬時渦流れ場をそれぞれ示す。 それぞれの図において、2つの異なる瞬時渦流れ場が示 されている。同図には軸コードで無次元化した軸方向距 離が併せて示されている。

5.5.1 翼後縁近傍 はじめに, Fig. 9に示される, Re=100k条件での翼後縁近傍の渦構造を議論する。ま ず,85~90%Cx付近ではKH(Kelvin-Helmholtz)不 安定によって引き起こされたはく離せん断層の二次元的 な巻き上がり渦Aが見られる。90~95%Cxでは翼面近 傍には縦渦Bが生じ,渦Aと干渉して,渦Aは軸が流れ 方向に歪むとともに,徐々に崩壊している。7.3節で述 べた境界層RMSに見られる壁面近傍の2つ目のピーク が縦渦Bの発生に対応していると考えられる。98%Cxよ り下流では,縦渦Bとの干渉により,はく離せん断層か らの二次元的な放出渦Aが完全に崩壊し,乱流化してい る様子が確認される。

上述の渦構造について、レイノルズ数による違いを説 明する。Re=100k条件では90 ~ 95%Cxで二次元的なは く離渦Aが崩壊を始めたのに対し、Re=130k条件では85 ~ 90%Cxで、Re=80k条件では95%Cx付近で崩壊を始 めている。 Re=100k条件およびRe=130k条件では、壁



Fig. 8 Instantaneous vortical flow structures visualized by Q-iso surfaces with helicity-based coloring (Re=80,000)



Fig. 9 Instantaneous vortical flow structures visualized by Q-iso surfaces with helicity-based coloring (Re=100,000)



(b) wake region

Fig. 10 Instantaneous vortical flow structures visualized by Q-iso surfaces with helicity-based coloring (Re=130,000)



Fig. 11 Instantaneous velocity distribution near the turbine suction surface and vortical flow structures(Re=130,000)

面近傍に細かい縦渦Bが発生する様子が見られる一方で, Re=80k条件ではそのような縦渦構造は見られない。代 わりに,後縁近傍で渦Aに絡みつく縦渦の発生を確認で きる。Re=130k条件では95~98%Cxで渦が崩壊し微細 化しており、5.2節で述べたように、3条件で最も早く 乱流化している。また、レイノルズ数が低いほど、はく 離せん断層の二次元的な巻き上がり渦の間隔が広いこと が分かる。これは巻き上がり渦の大きさに対応しており, Fig. 7のRMS値で示したように、レイノルズ数が低いと せん断層の翼面法線方向の変動が大きいことに対応して いる。

ここでは、境界層RMSに見られる壁面近傍の第2の ピークについて考察する。Fig. 11に, Re=130k条件での 翼負圧面上における渦構造および負圧面近傍の速度コン ターを示す。同図には軸コードで無次元化した軸方向距 離が併せて示されている。境界層RMSで第2のピーク が見られている85%Cx-90%Cx辺りで矢尻状のパター ン(A)が出現し、縦渦が生じていることと符合する。 また、速度分布において、縦渦構造の崩壊と対応する 位置ではストリーク構造(B)のようなものが見られる。 この現象の発生機構については今後の調査が必要である。 5.5.2 翼後縁下流 次に, 翼列下流の渦構造について, レイノルズ数による違いを説明する。後流部には、いず れのレイノルズ数でも, 翼後縁からの渦放出に対応して 渦塊のような構造を確認できる。5.4.1で述べたように、 レイノルズ数が低いほどはく離せん断層の二次元的な巻 き上がり渦の間隔が広いのに対応して、後流でもレイノ ルズ数が低いほど渦塊の間隔が広くなっている。また, Re=80k条件では他のレイノルズ数条件に比べ渦塊は明 確であり、カルマン渦列のような規則的に放出された渦 構造が見られ、その放出渦に巻きつくようなリブ構造を 確認できる。一方で、Re=100k条件およびRe=130k条件 では、渦塊は明確ではない。これは、Re=80k条件では 翼後縁で乱流化が進んでいないのに対し、Re=100k条件 とRe=130k条件では翼後縁より上流で負圧面境界層の乱 流化が進行しているためである。

5.6 境界層積分值

この節では、次式で定義される境界層排除厚さ δ^* 、 運動量厚さ θ 、形状係数Hを評価する。これらは翼ミッ ドスパンで評価された¹⁴⁴。

$$\delta^* = \int_0^{y_e} \left(\frac{u(x, y_n)}{U_e(x)} \right) dy \tag{6}$$

$$\theta = \int_0^{y_e} \left\{ \frac{u(x, y_n)}{U_e} \left(1 - \frac{u(x, y_n)}{U_e(x)} \right) \right\} dy \tag{7}$$

$$H = \frac{\delta^*}{\theta} \tag{8}$$

5.6.1 排除厚さ Fig. 12には排除厚さの流れ方向の変 化をレイノルズ数毎に示す。まず解析結果だが、レイノ ルズ数が大きいほど排除厚さが最大となるピークが上流 側に移動している。このピークの軸方向位置は、上述の ようにレイノルズ数が低いほど遷移・再付着が遅れて いることと対応する。また、最大値はRe=80k条件で約 1.5 [mm](95%Cx)、Re=100k条件で約1.0 [mm](90% Cx)、Re=130k条件で約0.9 [mm](85%Cx) となってお り、Re=80k条件ではく離泡が翼面法線方向に最も大き いことが排除厚さから確認できる。また、実験結果と比 較するとRe=100k条件の解析結果と実験値は概ね一致し ていることが分かる。ただし、ピーク位置は解析結果の



Fig. 12 Displacement thickness distributions for three different Reynolds numbers



Fig. 13 Momentum thickness distributions for three different Reynolds numbers



Fig. 14 Shape factor distributions for three different Reynolds numbers

方が下流に位置しているが,これは,Re=100k条件では く離泡を流れ方向に過大評価していることと関係してい る。

5.6.2 運動量厚さ Fig. 13には運動量厚さに関する解 析結果および実験値を示す。解析結果は下流に向かっ て緩やかに厚みを増していくが, Re=130k条件では85% Cxで, Re=100k条件とRe=80k条件では95%Cxで急激に 上昇し始める。これは,排除厚さのピーク位置と概ね一 致しており, 乱流に遷移し始めている位置を示している と考えられる。また実験値との比較だが, Re=100k条件 は60%Cx ~ 95%Cxでは良好な一致を示している。一方 で98%Cxでは解析結果が排除厚さと同様に厚さを過大 に評価している。

5.6.3 形状係数 Fig. 14に形状係数を示す。解析結果 はRe=130k条件とRe=100k条件では85%Cxで, Re=80k 条件では90%Cxで最大値を記録している。このピーク 位置は, Re=130k条件では排除厚さのピーク位置と一 致するが, Re=100k条件とRe=80k条件では排除厚さの ピーク位置より上流に位置している。これは、Re=100k 条件で85%Cx ~ 95%Cxで、Re=80k条件では90%Cx ~ 95%Cxでそれぞれ排除厚さがほぼ一定であるのに対し、 運動量厚さは増加していっているためである。98%Cx での形状係数の値は、Re=130k条件で約1.7、Re=100k 条件で約2.0、Re=80k条件で約2.9となっており、いずれ の条件でも翼後縁部で十分に乱流化していないことが分 かる。

また実験値との比較だが, Re=100k条件は70%Cx ~ 85%Cxでは概ね一致している。60%Cxで解析が実験値 より小さく, 90%Cx ~ 95%Cxで大きくなっているのは, 運動量厚さを60%Cxで過小に, 90%Cx ~ 95%Cxで過 大に評価しているためである。

5.7 全圧損失係数

Fig. 15に実験における翼列下流の全圧損失の計測位 置を,Fig. 16に解析結果および実験の全圧損失係数の 比較を示している。Fig. 16の横軸はピッチ座標,縦軸 は全圧損失係数を示している。また,実験の最大値を用 いてグラフ全体を正規化している。ピッチ座標は,Fig. 15における翼後縁から流れ方向に延長した線と計測ライ ン(115%Cx)との交点(黒丸)の位置を原点とし,翼 間ピッチで無次元化されている。全圧損失係数は次式を 用いて評価した。

$$Yp(x) = \frac{P_{t1} - p(y)}{1/2 \rho \overline{V_2}^2}$$
(9)

Fig. 16より,計算結果はいずれも実験よりピークが大 きく評価されている。また,Re=130k条件の場合のみ, ピーク値が約0.15ほど,他2つのレイノルズ数条件の結 果よりも小さくなっている。また,レイノルズ数が低下 するに従い,負圧面側で後流の幅が広がっており,ピー ク位置もマイナス側に移動し,流出角が低下している。 これは上述したように,レイノルズ数の低下に伴い,負 圧面上で発生した層流はく離の再付着が遅れ,負圧面側 境界層が厚くなる結果である。一方,圧力面側の損失が 実験より過大に評価されている。

翼負圧面側の境界層速度分布は実験と非常によく一致 している一方,全圧損失に比較的大きな差異が認められ



Fig. 15 Measurement position of total pressure loss Yp

- 36 -



Fig. 16 Comparison of total pressure loss Yp distributions

る。そこで, Dentonの評価式により損失を見積り, 境 界層速度分布と全圧損失の整合性を検証した。なお, 全 圧損失における実験との差異には, 主流乱れの影響も考 えられるが, これについては今後調査を実施する。

5.8 損失評価

Fig. 17は、Fig. 16に示した全圧損失係数の流量平均 を示している。同図には実験結果に加えて、Denton により導出された損失評価式の値(Denton損失)が 併せて示されている。グラフの縦軸は実験値を用いて 正規化されており、横軸はレイノルズ数を表している。 Denton損失は次式を用いて計算される⁽⁵⁾。

$$\zeta = -\frac{C_{pb}t}{w} + \frac{2\theta}{w} + \left(\frac{\delta^* + t}{w}\right)^2 \tag{10}$$

*Cpb*については後縁での壁面圧力を用いて評価した。 Fig. 17より, Re=100k条件の全圧損失は実験と比較して 約1.2倍に過大評価されている。一方, 解析結果の境界 層積分値およびベース圧に基づいて算出されたDenton 損失は, 直接翼列下流で見積もられた全圧損失とよく一 致していることがわかる。

Fig. 18に翼圧力面側の瞬時の渦流れ構造を示す。Fig. 3の圧力分布からわかるように,翼圧力面側では前縁か ら50~55%Cxあたりまではく離による再循環領域が形 成されている。Fig. 4に示した翼圧力面の流線および渦 構造からも分かる通り,瞬時ではこの圧力面側のはく離 は完全には閉じておらず開いているために,再循環領域 から漏れ出した渦が流れ方向に引き伸ばされ縦渦を形成 している。この縦渦は,負圧面側における遷移に伴う縦



Fig. 17 Comparison of total pressure losses at the downstream of turbine cascade



173

Fig. 18 Vortical flow structures on the pressure side

渦より比較的規模が大きい。本研究では、上述の通り、 翼負圧面の流動に着目し、スパン長を9%Cxと設定し た。スパン方向の計算領域が実験と比べ短いために、局 所的に発生する縦渦が実際よりも高頻度で再循環領域か ら放出され、翼列下流の損失はこの縦渦の影響を強く 受けている可能性が考えられる。Fig. 17には、緑色の 実線でDenton損失から翼圧力面側の損失を除いた損失 が示されている。Denton損失から翼圧力面側の損失を 除いたものは、各レイノルズ数で約10~15%ほど元の Denton損失より小さくなっており、圧力面側で発生し た縦渦の影響は小さくないと考えられる。しかし、翼圧 力面側の損失を除いても解析結果の損失はまだ実験値よ り大きいことから、主流乱れなど他にも差異を生む要因 があると考えられる。

Fig. 19には、(10)式のDenton 損失を用いて,損失を領 域および要因により分割した結果を示している。縦軸は 全Denton損失に占める各項目の(a)損失の割合,および (b)実験値で正規化された損失の絶対量を表しており,横 軸はレイノルズ数を示している。Fig. 18 (a)より,翼負 圧面側の運動量欠損による損失が最も割合が高く,総損 失の半分以上を占めるということが分かる。全体的に翼 正圧面側と比較して翼負圧面側における損失の割合が高 くなっている。レイノルズ数が高いほど翼負圧面側の排 除効果による損失の割合が小さくなっており,これは境 界層はく離が抑制されていることに対応する。また,上 述したように、レイノルズ数の増加とともに翼負圧面側 境界層の乱流遷移が早まる結果,運動量欠損が増加し損 失は増加している。Fig. 19 (b)より,翼負圧面における 運動量欠損による損失の大きさは、レイノルズ数が80k



Fig. 19 Audit of Denton loss

および100k条件の場合でほとんど同一だが,130k条件 では大きく減少している。これは,Fig.13に示した翼 後縁付近における運動量厚さと対応している。ベース 圧損失はレイノルズ数が80k条件の場合のみ100kおよび 130k条件と比較して大きくなっており,これは80k条件 では乱流遷移が遅れた結果,翼後縁近傍で渦放出に伴う 渦の巻き上がりがみられ,ベース圧が低下してベース圧 損失が増大したと考えられる。また,(a)と同様に,翼負 圧面側の排除効果による損失はレイノルズ数の増加とと もに減少しており,境界層はく離が抑制されていること を表している。

6. 結言

本研究では、航空エンジン用低圧タービン翼を対象と して、格子ボルツマン法によるLES解析を実施し、翼負 圧面におけるはく離・遷移・再付着流れの予測精度を検 証した。異なるレイノルズ数条件下で翼負圧面上におけ るはく離遷移の非定常流動の詳細を調査するとともに、 翼後縁における境界層特性値等による翼列損失の理論 (いわゆるDenton損失) および翼列下流で計測された翼 列損失を評価し、実験と比較した。解析結果より以下の 知見を得た。

- (1) 翼面圧力係数および境界層速度分布に関して,解析 結果は実験結果と一致しており、本研究で実施した 格子ボルツマン法によるLES解析は翼負圧面でのは く離遷移現象を精度よく再現することができること が確認された。
- (2)損失評価に関して、全圧損失分布のピーク値および その平均値を過大評価した。境界層積分値に基づく Denton損失と直接見積もられた翼列下流の全圧損失 の流量平均値は、いずれも20%ほど実験を過大評価 したが、相互に一致しており整合性が示された。そ の結果、圧力面側の流れに実験との差異が存在する ことが示唆された。全圧損失の過大評価については、 主流乱れの影響の他に、圧力面側の流れの再現性の 問題が考えられる。
- (3) Denton損失から翼圧力面側の損失を除いた損失は、 各レイノルズ数で約10%~15%ほど元のDenton損 失より小さく、実験値に近づくことが示された。その結果、全体の損失に対する圧力面側の寄与は小さくなく、翼列下流の全圧損失は翼圧力面から放出される縦渦の影響を強く受けている可能性が示された。 圧力面側の縦渦放出はスパン長に大きく依存すると 考えられるが、今回解析に使用した計算領域のスパン長は実際よりも短いことから、圧力面側の流れが 実験と異なることが推察される。

謝辞

本研究は九州大学情報基盤研究開発センター研究用計 算機システムの一般利用を利用した。

参考文献

- Fiore, M., Gourdain, N., Reynolds, Mach, and Freestream Turbulence Effects on the Flow in a Low-Pressure Turbine, J. Turbomach., Vol. 143, No. 10 (2021), 101009 (13 pages).
- Michelassi, V., et al., Compressible Direct Numerical Simulation of Low-pressure Turbines: Part II - Effect of Inflow Disturbances, J. Turbomach., Vol. 137, No. 7 (2015), 071005 (12 pages).
- (3) Garai, A., et al., DNS of Flow in a Low-Pressure Turbine Cascade Using a Discontinuous-Galerkin Spectral-Element Method, ASME Turbo Expo 2015 (2015), GT2015-42773.
- (4) Iyer, A., et al., High-Order Accurate Direct Numerical Simulation of Flow over a MTU-T161 Low Pressure Turbine Blade, Computers & Fluids, Vol. 226, No. 3(2021), 104989.
- (5) J. Boudet, E, Lévêque, H. Touil, Unsteady Lattice Boltzmann Simulations of Corner Separation in a Compressor Cascade, J. Turbomach., Vol. 144, No. 1 (2022), 011010.
- (6) Kusano, K., Yamada, K., Furukawa, M., Aeroacoustic simulation of broadband sound generated from low-Machnumber flows using a lattice Boltzmann method, J. Sound Vib., Vol. 467 (2020), 115044.
- (7) Maruthi, N. H., et al., LES/DNS of flow past T106 LPT cascade using a higher-order LB model, AIAA 2021-3485.
- (8) 村上大地,船崎健一,金田博樹,佐藤遼太,塩田瑛雪, 古川樹生,航空エンジン用高負荷低圧タービン翼の高効 率化に関する研究,ターボ機械, Vol. 45, No. 11, pp. 687-698.
- (9) Geier, M., Pasquali, A., and Schönherr, M, Parametrization of the cumulant lattice Boltzmann method for fourth order accurate diffusion part I: Derivation and validation, Journal of Computational Physics Vol. 348 (2017), pp. 862-888.
- (10) Nicoud, F. and Ducros, F. Subgrid scale stress modelling based on the square of the velocity gradient tensor, Flow, Turbulence and Combustion, Vol. 62 (1999), pp. 183-200.
- (1) Bouzidi, M., Firdaouss, M., Lallemand, P., Momentum transfer of a Boltzmann-lattice fluid with boundaries, Physics of Fluids, Vol. 13 (2001), pp. 3452-59.
- (12) Nakahashi, K., Kim, L., Building-cube method for large-scale high resolution computations, 42nd AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit (2004), pp. 676-684.
- (13) 古川雅人, "ターボ機械における流動現象の知的可視化", 可視化情報学会誌, Vol. 23, No. 91 (2003), pp. 206-213.
- (14) 千葉康弘,主流乱れを伴う低圧タービン翼周りのLES解 析および陰的LESに関する研究,岩手大学大学院修士論 文(2008).
- (15) Denton, J. D., "Loss Mechanisms in Turbomachines." ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 115 (1993), pp. 621-656.