

高次精度LESを用いて把握した ガスタービン入口における高温流れの挙動

Understanding of Redistribution of Inlet Temperature Distortion in Gas Turbines Based on High-Order LES

デバシス ビスワス

■Debasish BISWAS

ガスタービンは、蒸気タービンとともにコンバインドサイクルの一翼を担う発電機器で、高効率化のため高温での運転が要求されている。特にタービンの第1段は高温という厳しい環境にさらされ、長期にわたって安定な運転を続けるためには、高性能な冷却構造の設計が欠かせないものとなっている。

東芝は、燃焼器からタービンの入口に至るまでの、非常に不安定で乱れた状態の流れや温度分布の変化のようすを解明するため、高次精度LES (Large Eddy Simulation) 乱流モデルを中心とした数値解析技術の開発を進めてきており、複雑な現象をより正確に把握できるようになった。この技術を利用すれば、今後のガスタービンの高効率化を更に推進することができる。

Gas turbines, which serve as combined-cycle power generation equipment along with steam turbines, must operate at high temperatures to achieve high efficiency. In particular, the demand for increased cycle performance of gas turbines creates a severe heat load in the first turbine stage, and the mean flow temperature is usually well above the limit supported by the surrounding materials.

To design efficient cooling of high-temperature gas turbine blades, Toshiba has been developing a numerical simulation technology, based on a high-order large eddy simulation (LES) turbulence model, to understand the physical phenomena associated with the temperature redistribution behavior of the highly unsteady and distorted temperature field from the combustor to the turbine inlet. We have confirmed the effectiveness of our newly developed simulation technology through experiments and simulations, especially in the area of the rotor. This numerical simulation technology is expected to contribute to the development of next-generation gas turbine generators with increased efficiency.

1 まえがき

ガスタービンは、燃料を燃焼させて高温のガスを作り、このエネルギーを多段に並べた静翼（静止翼）と動翼（回転翼）を通して回転運動エネルギーに変換し、発電などに利用する内燃機関の一種である。昨今のエネルギー事情を受けて効率向上への期待が高く、そのためには、より高い温度で安定な動作を実現しなければならない。静翼と動翼の並んだようすを図1に示す。

燃焼器からガスタービンに流入するガスには局所的に温度の高い流れ（以下、高温流れと言う）が含まれており、1段目の静翼どうしに挟まれた空間を通過した後、回転する動翼に衝突する。その大きな温度差のある流れの中で、タービン材料を使用限界以下の温度に保つには翼や壁の冷却が必要であり、効率良い冷却を実現するには、熱流体としてのガスの状態を正確に把握することが必要である。

ガスタービン内部の流れは非定常な乱流（時間的にも空間的にも一定でない状態）である。翼から放出される渦と後流の翼との干渉、動翼と静翼の相対運動（回転）、細かな2次流れ、翼端と壁との隙間の流れ、及び乱流状態の周期的な変化などが複雑に関連している。

Butlerらによる実験的・解析的研究¹⁾では、流れや温度分

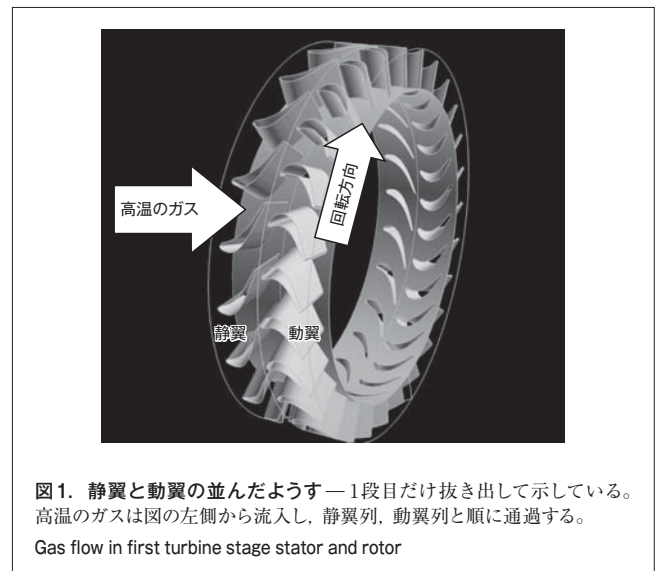


図1. 静翼と動翼の並んだようす — 1段目だけ抜き出して示している。高温のガスは図の左側から流入し、静翼列、動翼列と順に通過する。
Gas flow in first turbine stage stator and rotor

布のようすが明らかにされた。これによれば、静翼に挟まれた空間では流れはほとんど乱されず、動翼の表面には局所的な高温部分が存在し、2次流れや高温ガスと低温ガスの混合などの影響を強く受けている、といった報告がなされている。今日では、こういった流れのようすを正確に把握するため数値流体解析が盛んに利用されるが、汎用の数値解析コードでは不

十分なケースが多く、更なる大規模化や高精度化が欠かせない状況となっている。

東芝はこれまで、高次精度LES (Large Eddy Simulation) を中心とした数値解析技術の開発を進めてきた。ここでは、ガスタービン入口の高温流れの挙動に適用して解析を行った結果について述べる。

2 ガスタービン入口の流れに適用した数値解析技術

2.1 乱流モデル

翼の回りの流れは現実問題として必ず層流から乱流に遷移し、流れに含まれる乱れの大きさ、境界層の剥離と再付着、及び圧力勾配などが性能を左右する。静翼から生じる後流は回転する動翼に周期的に衝突し、動翼回りの乱れに影響する。乱流を物理的に正確にモデル化することは、こういった現象を把握するために非常に重要である。

乱流のモデル化には、従来はRANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes : レイノルズ平均乱流モデル) が利用されてきたが、乱流の渦を直接計算しないため、流れの予測と実際との間に深刻な矛盾を生じる結果となっていた。当社は、これらの問題に対処するため、小さな渦だけをモデル化し大きな渦は直接計算するLES乱流モデルを採用した。

高精度な解析を行うため、対流項にはWENO (Weighted Essentially Non-Oscillatory) と呼ばれる高次精度で安定な空間差分法の一つを採用し、粘性拡散項には4次の中央差分法を用いた。これら全ての方程式は、時間2次精度の十分高次の有限差分法で解かれている。差分誤差がゼロになるように、時間ステップごとに数回の反復計算を陰解法で実施する。

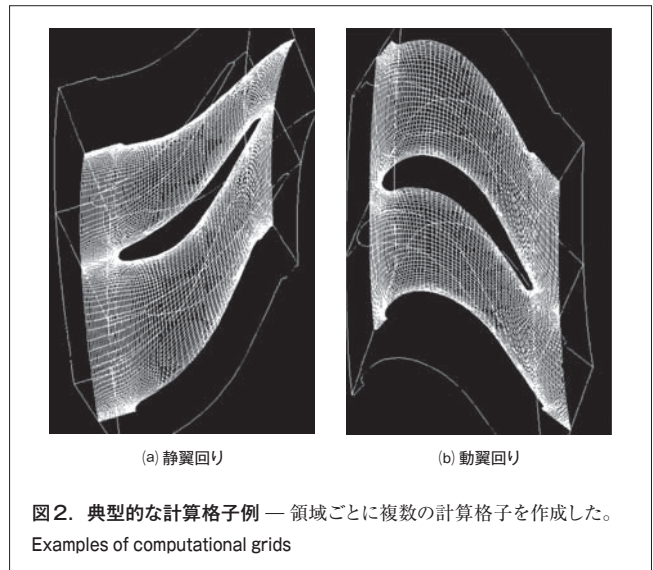
2.2 計算格子

計算格子も解析の精度に大きな影響を与える。全領域に対して単一の計算格子を作成すると、動きのある動翼回りや動翼と静翼の間の小さな隙間などで相当なゆがみが生じ、精度が悪くなる。当社は、領域ごとに複数の計算格子を作成し、静翼回りの静止計算格子と動翼回りの運動計算格子を併用することにした。計算格子間の境界では整合性が保たれるように考慮されている。

ここではDringらによる実験的調査^{(1), (2)}を参考にして、計算格子を39の領域に分割することで、11枚の静翼、14枚の動翼、及び14か所の翼端隙間につき、それらの回りの流れを正確に計算できるようにした。静翼間と動翼間の空間の中央断面における典型的な計算格子例を図2に示す。ただし、翼表面近傍の計算格子は、粘性の効果を解くために実際には非常に密になっているが、ここでは見やすさを重視して一部省略してある。

2.3 境界条件

境界条件について、次の点を特別に考慮した。



入口の流入境界での温度分布には部分的に1.9倍の温度差がある実験値を適用し、高温の流れを再現した。マッハ数は0.07であり、動翼後の流出境界は亜音速出口境界であるが、圧力波が出口から戻って来ないように、出口境界に直角な成分は反射しないで平行な成分だけを反射するという、部分的な反射条件 (Erdosら)⁽³⁾を採用した。

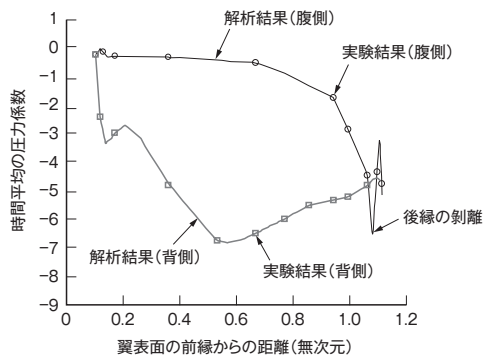
3 解析結果から見た高温流れの挙動

動翼と静翼の表面における時間平均した圧力係数分布を図3に示す。翼の腹側 (圧力側 : 曲がっている内側) と背側 (吸込側 : 曲がっている外側) の圧力係数がそれぞれプロットされている。横軸は翼表面の前縁からの距離で、翼中心線の長さで無次元化してある。計算結果は実験値とよく一致しており、静翼、動翼ともに腹側の後縁では小さな剥離が認められ、圧力の空間的な変動のあることがわかる。

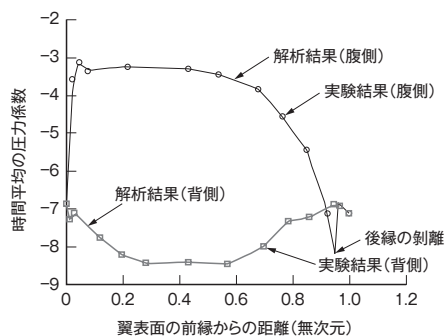
時間的な圧力変動をみれば流れの不安定性が理解できる。静翼間と動翼間それぞれの空間における圧力変動の振幅係数分布を図4に示す。実験と定量的によく一致しており、非定常現象がよい精度で解析できている。

横軸は翼間距離を基準として無次元化した翼表面上の位置で、図4(a)においてゼロが動翼の後縁を、図4(b)においてゼロが静翼の前縁を表し、正が腹側、負が背側を意味する。いずれも50%までプロットされている。

図4(a)では、背側の後縁寄りの部分に振幅の上昇が見られ、後縁近傍と後縁から40%の位置で極小になる。実際には、動翼出口で発生した圧力波がさかのぼって、まず静翼表面後縁寄りの圧力極小の部分にぶつかり、その後前後に移動しているものと見られる。図4(b)では、前縁近傍における振幅が非常に高く、腹側でも背側でもいったん低下したのちに上



(a) 動翼



(b) 静翼

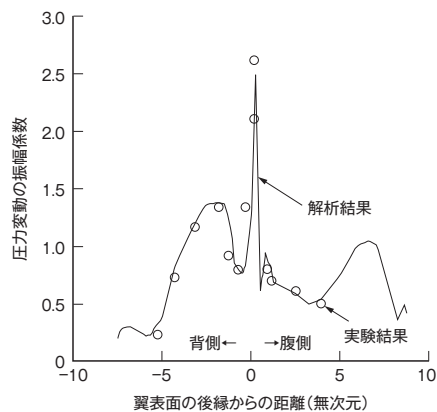
図3. 翼表面の時間平均の圧力係数分布 — 腹側後縁の剥離についても定量的によく一致している。

Results obtained for time-averaged pressure coefficient distribution on blade surface

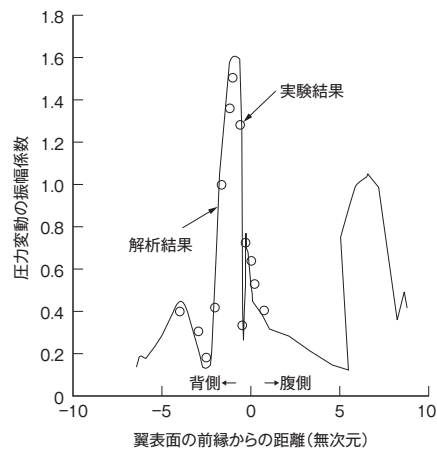
昇して再度低下する。これは、静翼からの流れの影響を受けているものと考えている。

高温流れの影響は動翼に対して顕著である。動翼は、各サイクルごとに高温流れを周期的に横切るので、表面温度が大きく変化する。動翼表面における時間平均の温度係数分布を図5に示す。横軸はゼロが動翼の前縁を、正が腹側、負が背側を表す。縦軸は1が高温流れも含めた流入ガスの平均温度を、ゼロが環境温度を意味する。解析も実験も同様に平均温度回りに分布しており、前縁から45%腹側の位置でもっとも高い温度が現れている。動翼腹側の局所的な時間平均温度は平均流入ガス温度よりも十分に高いこと、及び後縁にかけて急激に低下することがわかる。背側では前縁から30%の位置でいったん極小値をとり、更に後縁にかけてより温度が低下する。

高温流れを横切る際に動翼表面の温度が時間的に変化することを理解するために、動翼表面に沿った時間変動の分布を図6に示す。横軸は図5と同様、ゼロが動翼の前縁を、正が腹側、負が背側を表す。縦軸は1サイクル間の温度変化の最大値と最小値を無次元化してあり、1が高温流れの温度と等しいことを、ゼロが燃焼前の環境温度と等しいことを意味す



(a) 動翼



(b) 静翼

図4. 圧力変動の振幅係数分布 — 流れの不安定性が定量的に明らかにされている。

Results obtained for pressure amplitude distribution on blade surface

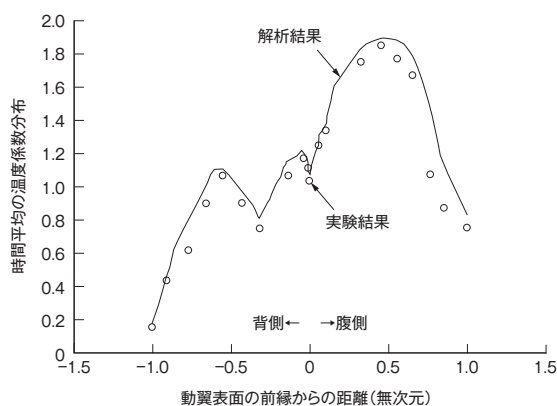


図5. 動翼表面の時間平均の温度係数分布 — 背側よりも腹側の温度がはるかに高い。

Results obtained for time-averaged temperature distribution on rotor surface

る。前縁付近の腹側では高温流れの温度と同程度の温度が観測され、背側に比べて非常に大きい。また、最小値は環境

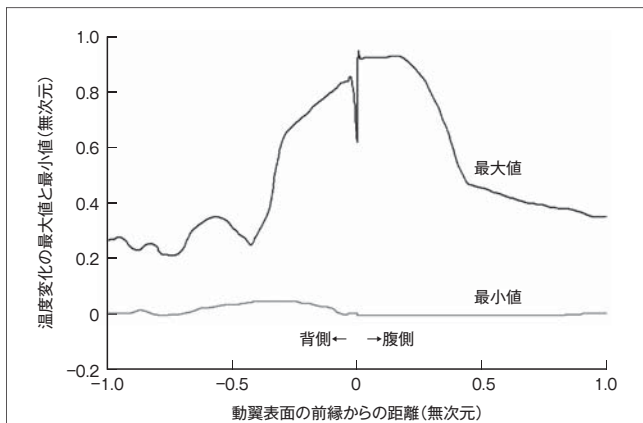


図6. 動翼表面に沿った温度変動の分布 — 前縁付近の腹側では高温ガスと低温ガスに繰り返しさらされている。
Results obtained for minimum and maximum temperature changes over time on rotor surface

温度とほぼ等しく一定であり、高温ガスと低温ガスに繰り返しさらされている事実を説明している。

回転軸から半径方向35%の円筒面での温度分布を、1/3サイクルごとに図7に示す。高温流れが図の左側から流入し、

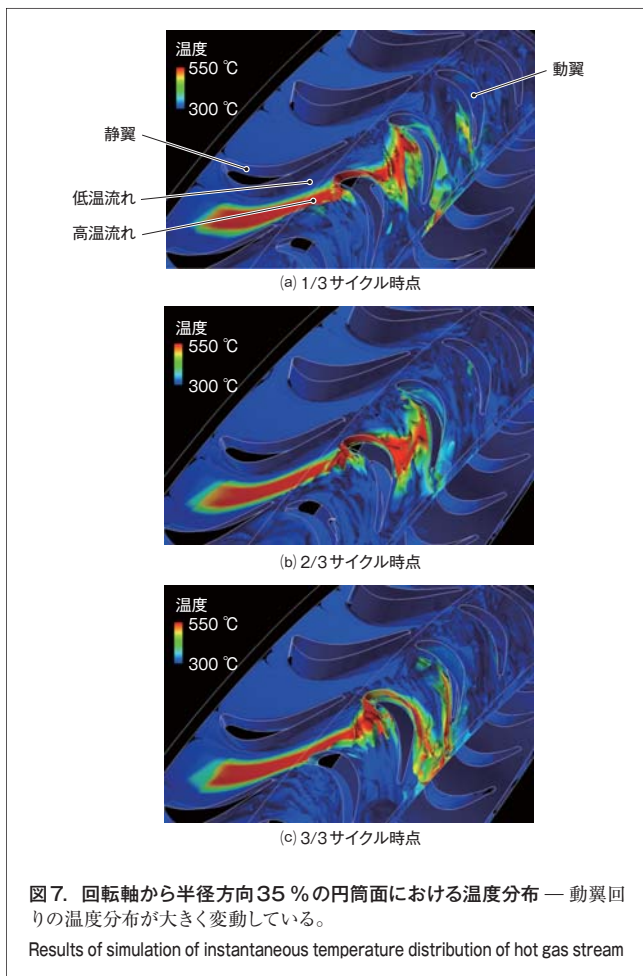


図7. 回転軸から半径方向35%の円筒面における温度分布 — 動翼回りの温度分布が大きく変動している。
Results of simulation of instantaneous temperature distribution of hot gas stream

動翼の回転とともに変化するように観察できる。

静翼間では高温流れを乱す流れは生じておらず、ほとんど手つかずのまま静翼と接触せずに通過する。したがって、静翼の表面温度は全域にわたってほとんど変化せず、環境温度とほぼ等しい。このことは、静翼よりもむしろ動翼で温度分布の変化が起こっているというButlerらの実験結果⁽¹⁾と一致する。高温流れの大きな変化は、動翼で生じるのである。

時系列で見ると次のようになる。図7(a)において、高温流れは動翼前縁の背側に沿って流れた後に隣の動翼腹側に達し、一方、図で高温流れの上を流れる低温流れは、同じく隣の動翼前縁に衝突する。その後、高温流れは図7(b)では上流と下流側に分かれて進路を曲げられ、図7(c)に至ると、下流に移動する間に動翼を包むように流れる。その結果、大きな温度差が繰り返されることになる。

細かな2次流れなども観察されるが、主として高温流れは腹側に、低温のガスは背側に分離されている。したがって、腹側では高温に耐えるために冷却がより必要となるわけであるが、これは、Hyltonらによって示される⁽⁴⁾ような、回転効果のない実験では得られない結果である。

4 あとがき

高精度LESを中心とした数値解析技術を開発し、特に動翼回りを通過する高温流れの挙動把握に有用なことを示した。静翼と動翼の関連した複雑な熱流体現象を高精度に考慮できるため、次世代ガスタービンの冷却設計に対する効率の良い技術として活用を図っていきたい。

文献

- (1) Butler, T.L. et al. Redistribution of an Inlet Temperature Distortion in an Axial Flow Turbine Stage. 22nd Joint Propulsion Conference. Huntsville, AL, USA, 1986. AIAA Paper 86 - 1468.
- (2) Dring, R.P. et al. Turbine Rotor-Stator Interaction. Journal of Engineering for Power. **104**, 1982, p.729 - 742.
- (3) Erdos, J. I. et al. Numerical Solution of Periodic Transonic Flow Through a Fan Stage. AIAA Journal. **15**, 11, 1977, p.1559 - 1568.
- (4) Hylton, L.D. et al. Analytical and Experimental Evaluation of the Heat Transfer Distribution Over the Surfaces of Turbine Vane. 1983. NASA-CR-168015.



デバシス ビスワス Debasish BISWAS, D.Eng.
研究開発センター 機械・システムラボラトリー 研究主幹、工博。
重電機器の研究・開発に従事。日本機械学会、日本ガスタービン学会、AIAA、ASME会員。
Mechanical Systems Lab.