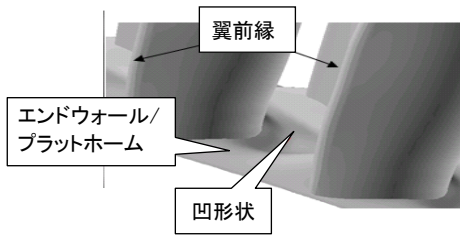


高性能ガスタービンの最新空力設計技術

Advanced 3-Dimensional Aerodynamic Design of the Next Generation Gas Turbine



高性能タービンの3次元エンドウォール翼間の端壁に3次元設計を施した例

伊藤 栄作
Eisaku Ito

坂元 康朗
Yasuro Sakamoto

塚越 敬三
Keizo Tsukagoshi

六山 亮昌
Akimasa Muyama

正田 淳一郎
Junichiro Masada

1. はじめに

火力発電事業では、高効率ガスタービンを用いた複合発電が主流であるが、燃料価格の高騰に伴い、発電原価を抑えるため更なる高効率化の必要性和設備経済性の追求が重要視されている。このため、サイクルの高温化と、各要素の高負荷化が求められる。現在国家プロジェクトとして1700°C級ガスタービンを想定した要素技術開発を実施中であるが、高温高压の燃焼ガスから出力を取り出すタービン部分では空力負荷が従来タービンに対し1.3倍程度と高くなる。空力負荷の上昇とともに低下するタービン効率を維持するため、新コンセプトの3次元設計を開発中である。

2. 高負荷タービン用の3次元エンドウォールのコンセプト

高負荷による空力性能の低下の主原因として、轉向角の増加に伴う2次流れ損失の増加が挙げられる。この2次流れ損失を低減するために、従来の翼部の3次元設計に加えて、3次元エンドウォール(非対称エンドウォール・コンタリング)が検討されている。3次元エンドウォールでは、次の3項目を考慮した。

- (1) 端壁付近で、翼間通路を腹面から背面に主流と交差するように流れるクロスフローを防止するために、端壁上の静圧分布を制御する。
- (2) 流出角を制御して、翼列のパスセージボルテックスを低減する。
- (3) 端壁付近の高損失領域の流量を低減する。

タイトル図は、翼間の端壁に3次元設計を施した例を示す。3次元エンドウォールでは端壁形状は、凸形状と凹形状の組み合わせからなる。翼間の凹凸形状は、2次流れの原因となる腹側と背側の圧力差を低減し、圧力勾配が端壁の境界層と主流の流れ方向とで極力一致するように、設計される。一方、後縁下流の形状は、後縁下流で、腹面と背面からの流れが合流して静圧が高くなり、端壁から離れる方向に流れが駆動されることを防ぐように設計した。

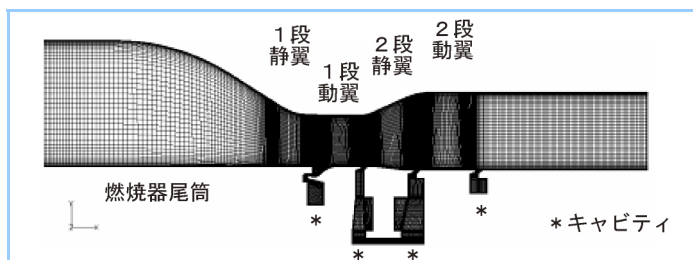


図1 CFD解析格子
動静翼間のキャビティ形状を模擬した流動解析

3次元エンドウォールの設計では、CFD解析として、**図1**に示すような動静翼間のキャビティ形状を模擬した詳細なモデルによる流動解析(CFD)を行った。動静翼及び動静翼間キャビティの流れ場の予測に対して、非定常効果が無視できないため、最終的な形状決定には非定常解析を用いることが望ましい。

図2は、エンドウォール近傍の時間平均の流線を、従来のフラットで軸対称の設計形状と、3次元エンドウォールとで比較したものである。3次元エンドウォールを採用した場合(図2の右側)では、前縁腹面付近の流線や、エンドウォール上で馬蹄形渦の脚から生じたクロスフロー翼が背面へ巻き上がっていく領域の流線が、より軸方向を向いていることが分かる。**図3**は、第1段動翼の翼後縁面での全圧損失係数の分布の比較を示す。エンドウォールから翼高さ5%から20%の領域で損失低減効果があり、これは2次流損失が低減したことによると推定される。

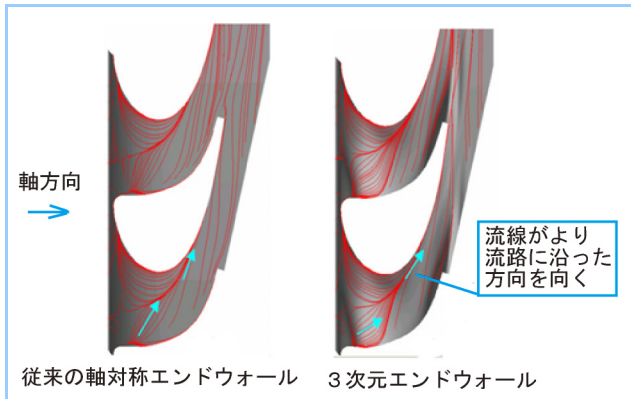


図2 エンドウォール近傍の時間平均の流線(CFD解析)

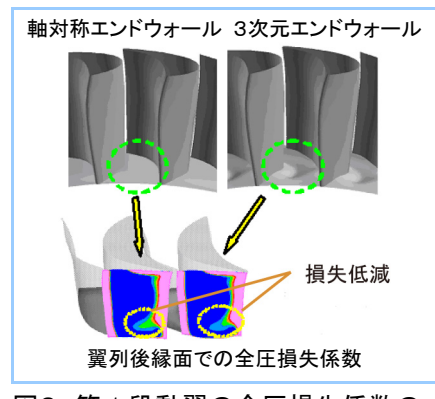


図3 第1段動翼の全圧損失係数の分布の比較(CFD解析)

3. 回転翼列試験

上記コンセプトを確認するために、回転翼列試験を実施した。試験計測は2つのステップで実施した。第1ステップとして、低速回転翼列試験により、流れ場の詳細計測を実施し、設計コンセプトを確認した。第2ステップとして、高速回転翼列試験により、実機と速度三角形が相似で、マッハ数レベルが同等の遷音速条件における性能向上量を確認した。

まず、低速回転翼列試験では、供試体として前方3翼列が選定され、実機と略同サイズで作成されており、流れ場の詳細観察のために、透明の OUTER ケーシングが設置され、翼列特性把握のため、翼列入口及び出口での圧力、流出角、翼面・端壁での圧力分布などの計測を実施した。また、流れ場の現象把握のため、翼面・端壁で油膜法などが、主流でレーザ・シートと高速カメラを用いた速度場の可視化などを実施した。**図4**に、低速翼列試験において回転系で計測された動翼プラットホーム面上の静圧分布の比較を示す。3次元エンドウォールの効果が、予測と計測値で非常によく一致していることが分かる。特に、軸方向のミッドコード位置付近では、3次元エンドウォールの効果により、パッセージボルテックスを腹面から背面に駆動する静圧勾配が小さくなっていることが分かる。同様に後縁付近の静圧分布も、略設計意図どおりの変化を確認した。

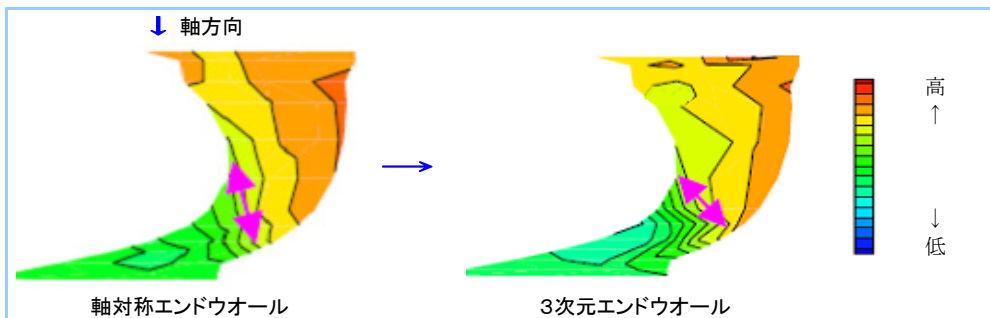


図4 低速回転翼列試験結果

動翼プラットホーム面上の静圧分布は、従来の軸対称でフラットなエンドウォール(左)に比べ、3次元エンドウォール(右)では、静圧分布が主流に対して垂直方向に変化する。

第2ステップとして実施される高速回転翼列試験のロータ(第1段動翼及び第2段動翼)を図5に示す. 供試体の大きさは, 空気源の容量の制限から, 実機の略 1/4 に設定した. 図6に, 試験で比較された2種類のプラットホーム形状を示す. 左側が, 従来の軸対称でフラットなエンドウォール形状を有する動翼, 右側が, 3次元エンドウォールを有する動翼である.

図7には, 翼高さ方向の効率分布の比較を示す. 5%~20%高さの範囲で, 3次元エンドウォールの効果を確認した. ごくハブ近傍では, 3次元エンドウォールを採用したほうが損失が大きくなっているが, 端壁近傍では流量配分が小さく, 翼列全体では効率改善効果が期待できる. これはCFD予測と同様である.



図5 高速回転翼列試験のロータ
(第1段動翼及び第2段動翼)

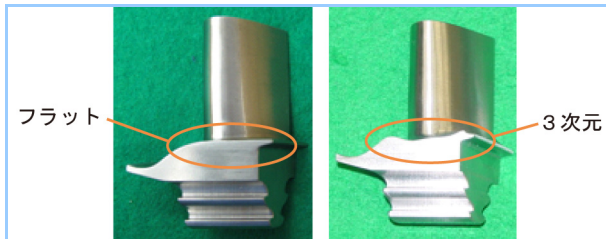


図6 高速回転翼列試験の供試動翼
(左)従来の軸対称でフラットなエンドウォール形状を有する動翼
(右)3次元エンドウォールを有する動翼

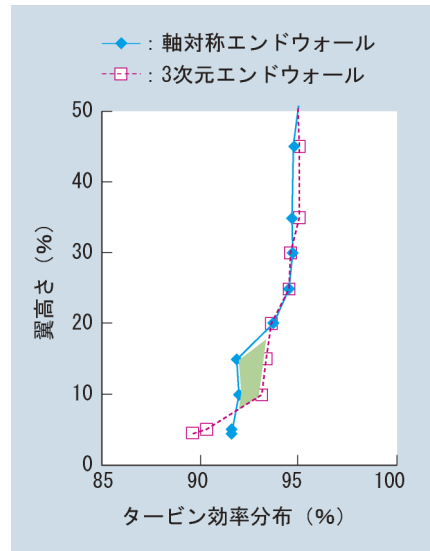


図7 翼高さ方向の効率分布の比較
(高速回転翼列試験結果)
5%~20%高さの範囲で, 3次元エンドウォールの効果が確認された.

4. まとめ

1700℃級ガスタービンの要素技術開発の一項目として, 高負荷高性能タービンの空力技術を開発中であり, 3次元エンドウォールを高負荷翼列条件で検討し, 低速及び高速回転翼列試験により, コンセプトの妥当性と効率向上を確認した. この高負荷高性能タービンの開発は, 経済産業省資源エネルギー庁の補助事業として実施されており, 発電用ガスタービンの技術レベル向上に大きな貢献が期待される. 関係各位に深く謝意を表します.

執筆者紹介



伊藤栄作
技術本部
高砂研究所
ターボ機械研究室
主席 工博



坂元康朗
技術本部
高砂研究所
ターボ機械研究室



塚越敬三
高砂製作所
技師長



六山亮昌
高砂製作所
副所長



正田淳一郎
高砂製作所
ガスタービン技術部
次長