

翼端噴出による翼端漏れ渦に関する数値的研究 Numerical Study on Tip Leakage Vortex Control by Jet Injection

- 中村亮太, 東理大院, 東京都千代田区九段北 1-14-6, E-mail: j4510637@ed.kagu.tus.ac.jp
 鈴木正也, 東理大, 東京都千代田区九段北 1-14-6, E-mail: masaya@rs.kagu.tus.ac.jp
 山本 誠, 東理大, 東京都千代田区九段北 1-14-6, E-mail: yamamoto@rs.kagu.tus.ac.jp
 Ryota NAKAMURA, Grad. School of Tokyo Univ. of science, 1-14-6, Kudankita, Chiyoda-ku, Tokyo.
 Masaya SUZUKI, Tokyo Univ. of Science, 1-14-6, Kudankita, Chiyoda-ku, Tokyo.
 Makoto YAMAMAOTO, Tokyo Univ. of Science, 1-14-6, Kudankita, Chiyoda-ku, Tokyo.

In turbine stage, there are some vortices which cause loss. The tip leakage vortex is one of these vortices, it can lead to great loss in turbine rotor. Many researchers have investigated tip leakage control methods. In this study, injection jet from tip platform on a rotor blade is investigated as a control method of tip leakage. This method has the possibility that tip leakage loss is decreased even if relatively large tip clearance is applied. Three-dimensional turbulent flow field near the blade tip is numerically simulated varying hole position to search optimum position to decrease tip leakage loss. The computed flow field, mass flow rate of tip leakage flow and total pressure at downstream of the blade are investigated, and it is found that the tip injection hole located at midchord can effectively control tip leakage loss.

1. 序論

ガスタービンは基本的に、圧縮機、燃焼器、タービンの三つで構成されている。ガスタービンには馬蹄渦、流路渦などの渦が存在し、それらはタービン段での損失を引き起こす。動翼内で発生する翼端漏れ渦もこれらの損失を引き起こす渦の一つである。動翼は回転運動をするために、タービン翼と外部ケーシングの間に隙間が存在し、静翼とは異なる流れが存在する。この流れはタービン翼の正圧面側と負圧面側の圧力差によって引き起こされ、この流れが負圧面側に流出する際に、負圧面側コーナー付近に大きな渦を作る。これが翼端漏れ渦である。翼端漏れ流れのパターンを図1に示す。翼端漏れ渦はタービン段において非常に大きな損失となり、タービン段損失全体の約30%を占めることもある。このことから、翼端漏れ流れを抑制することはタービンの損失を減らす上で非常に重要な要素であり、様々な研究が過去に行われてきた。まず、Kavurmacioglu ら⁽²⁾は翼端隙間を小さくすることで、漏れ流れが減少し、漏れ渦も小さくすることが可能であると結論付けた。また、Kavurmacioglu ら⁽³⁾は翼端表面負圧面側にリムを設置した場合の翼端漏れ流れ抑制効果を数値的に研究し、リムの設置により、損失を同じ半径高さを持つ翼とほぼ同等に抑えることができた。しかし、タービン動翼が安全に作動し、回転運動を行えるだけの隙間が要求されるため、翼端隙間を小さくするのは限界がある。そこで、翼端表面から流体を噴出し、翼端漏れ流れを抑える方法が提案されている。この方法は翼端隙間が比較的大き

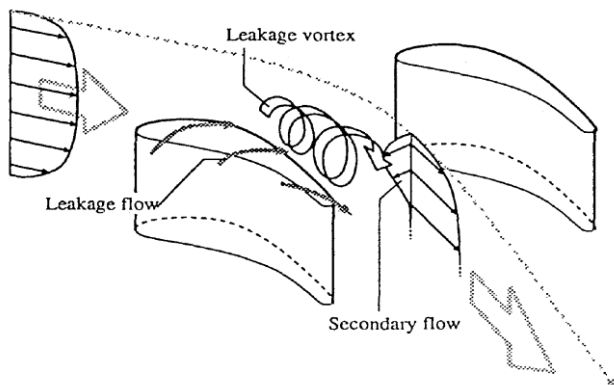


Fig.1 Vortex pattern within rotor passage
(Ohba⁽¹⁾, 1995)

なものにも適用が可能である。しかし、この方法は翼端から流体を噴出する際の最適な流量、噴出角度、噴出孔位置などのパラメーターが明らかになっておらず、漏れ流れを抑制するためには適切なパラメーターの選択が必要不可欠である。

そこで本論文では、翼端からの噴出によって漏れ流れを効果的に抑制する方法を数値的に調査する。噴出孔位置を変化させたタービン動翼における三次元乱流場の数値シミュレーションにより、翼端漏れ流れ制御ならびに翼端漏れ渦の損失低減の可能性について検討する。

2. 数値計算手法

2.1. 支配方程式

本研究では、三次元圧縮性乱流場を計算対象としている。この系は流動・分子輸送(拡散・粘性)・乱流輸送により支配されている。そこで、ファールブル平均された連続の式、ナビエ・ストークス方程式、乱れの輸送方程式を解くことにより流れ場を計算する。乱流モデルとして Launder-Spalding⁽⁴⁾の高レイノルズ数型 $k-\epsilon$ モデルを適用する。これらは以下の式で表される。

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_k} (\bar{\rho} \tilde{u}_k) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_k} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_k + \bar{p} \delta_{ik}) = \frac{\partial}{\partial x_k} (\bar{\tau}_{ik} - \overline{\rho u_i u_k}) \quad (2)$$

$$\frac{\partial \bar{\rho} \tilde{e}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_k} (\bar{\rho} \tilde{e} + \bar{p}) = \frac{\partial}{\partial x_k} (\bar{\tau}_{ik} \tilde{u}_i - \bar{q}_k - \overline{\rho u_k h}) \quad (3)$$

加えて、本計算においては、タービンの動翼が計算対象となるため、回転座標系を使用する。よって外力として、コリオリの力と遠心力が考慮される。相関項 $-\overline{\rho u_i u_k}$ と $\overline{\rho u_k h}$ はブジネス近似により以下のように示される。

$$-\overline{\rho u_i u_k} = \mu_t \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_k} + \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \tilde{u}_l}{\partial x_l} \delta_{ik} \right) \quad (4)$$

$$\overline{\rho u_k h''} = -\frac{\lambda_t}{C_p^m} \frac{\partial \tilde{h}}{\partial x_k} \quad (5)$$

上記の式の C_p^m は以下の有効プラントル数を用いて表される。

$$\sigma_{ht} = \frac{\mu_t}{\lambda_t / C_p^m} \quad (6)$$

ここで、 σ_{ht} は1となる。

2. 2. 離散化

支配方程式の離散化について空間差分は、対流項・圧力項に Yee-Harten⁹⁾の2次精度風上型 TVD スキームを、その他の項に対しては2次精度中心差分を用いている。時間積分に対しては二段階ルンゲ・クッタ法を用いた。

3. 計算条件

3. 1. 計算対象

図2に本研究に適用されたタービン翼列の概略図と計算領域を示す。タービン諸元は FJR710/10 用に開発された高圧タービン初段動翼の形状¹⁰⁾に基づいている。また、表1にはその諸元を示す。なお、流路や翼端表面、外部ケーシング表面などは円筒状となっている。本計算ではタービンの全スパン 32.5 mm のうち、翼端付近の 9.4 mm と翼端隙間 0.6 mm のスパン方向 10.0 mm の流路を計算対象とする。図2に示すように、噴出孔を翼端に配置する。本研究では、噴出による流れ抑制の可能性を調査することを目的とした。噴出形態には形状の単純な円形の噴出孔を適用する。

計算負荷を考慮すると、一つの格子システムで翼端隙間と翼付近の複雑な流れ場の現象を解像するのは困難である。したがって、図2に示すように、本計算では3要素の格子によって計算領域を

Table 1 Cascade geometry

Chord length	[mm]	19.08
Pitch length	[mm]	13.37
Inflow angle	[deg.]	33.5
Span length	[mm]	9.4
Tip clearance	[mm]	0.6
Casing radius	[mm]	256.5
Rotating speed	[rpm]	11000

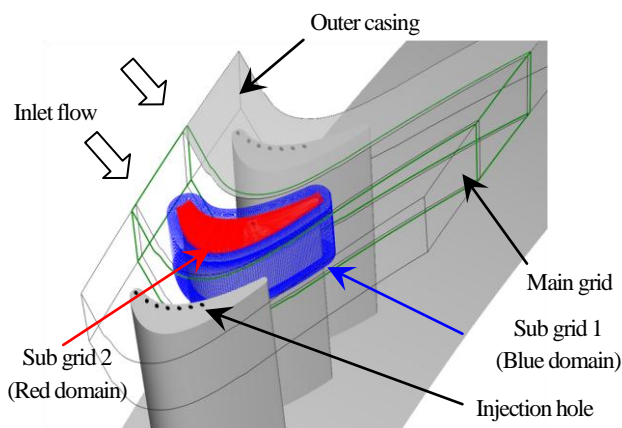


Fig.2 Schematic of turbine cascade

構成する重合格子法を適用する。各要素はタービン翼列全体の計算領域に対する Main Grid, タービン翼周りに沿った Sub Grid 1, 翼端隙間領域に対する Sub Grid 2 となっている。Main Grid で翼端漏れ渦を含む翼間全体の流れ場計算を実施し、Sub Grid1 を用いて翼周りの流れ場とタービン翼の空力性能の評価を行う。さらに Sub Grid 2 により翼端隙間の流れ場を詳細に計算する。重複領域内に位置する輸送変数は、より格子密度の高い格子内の変数を用いて線形補間により与えている。3要素の格子を合わせた総格子点数は約 930,000 点である。

3. 2. 流れ場条件

本計算では、タービン入口では、全温を 903.4 K, 全圧を 3.92 MPa, 流入角度を 33.5 deg. とし、出口では、静圧を 2.81 MPa とする。

翼端空気噴出孔は図3のように設置される。噴出孔の直径は 5 mm とする。空気は圧縮機出口から抽出することを想定して、静温 900 K で固定する。予備シミュレーションから、漏れ流れをブロックするためには、流れに対して反対方向に噴出した方が好ましいということが分かっている。したがって、図3に示すように噴出方向は翼端の正圧面側コーナーに対して垂直とし、噴出角度は $\alpha = 45 \text{ deg.}$, $\beta = 45 \text{ deg.}$ とする。なお、本計算では噴出質量流量は、1孔あたりに主流の流入質量流量の 0.15% ($Q_j = 15 \text{ g/sec}$) に固定する。コード方向に配置した噴出孔は 3 mm の距離で変化させ、6パターンの噴出 (H1~H6) がテストされる。結果の比較のために、翼端からの空気噴出を伴わない Nojet ケースに対しても計算を行う。

3. 3. 境界条件

本計算では、以下に示す境界条件を課す。

- ・ 流入境界では、全圧、全温、流入角を固定し、マッハ数を計算領域から外挿する。
- ・ 流出境界では、静圧を固定し、その他の物理量を計算領域から外挿する。
- ・ 翼表面と外部ケーシング表面では、滑りなしの断熱条件と一般的な壁関数を用いる。
- ・ ミッドスパン境界では滑り壁条件とする。
- ・ 円周方向の境界では、全ての変数について周期境界条件を適用する。
- ・ 翼端空気噴出部の境界では、噴出流体の圧力を内側から外挿し、静温を固定する。

4. 結果と考察

4. 1. 漏れ流れの質量流量

図4は翼端隙間を流れる流体の流量を示す。図4(b), (c)は図4(a)の示す表面(赤面および青面)に垂直に流入する流量を正圧面側と負圧面側で示したものである。なお、図4(a)の 0.0 と 1.0 はそれぞれ翼前縁と翼後縁を表す。

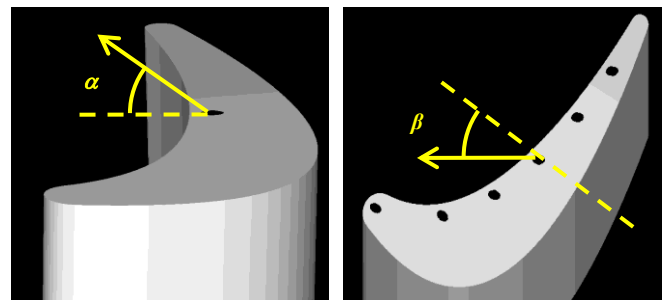


Fig.3 Direction of injected jet

正圧面側の翼端隙間流量 (図 4(b)) より, それぞれの噴出孔位置で流量の低下がはっきりとみられる. コード位置が後方の噴出孔(H6 など)の方が噴出により隙間の質量流量を抑えていることが分かる. また, 前縁の噴出孔 H1 の付近においては, 隙間流量が負の値を取り, 噴出した流体が翼端隙間の正圧面側領域に流れ出ていることが分かる. 負圧面側の翼端隙間流量 (図 4(c)) からは, 噴出孔 H1, H2 は大きな流量の変化を起こさないが, コード位置後方の噴出孔はより隙間の質量流量を抑えていることが分かる. ただし, 噴出孔 H5, H6 の両脇では, 噴出孔を避けた流体による流量の増加が顕著である.

4. 2. 流れ場

図 5 は翼端漏れ流れと各噴出孔からの流線を示す. 赤線が翼端漏れ流れ, 青線が噴出孔からの流線を表す. 全てのケースにおいて, 赤線の翼端漏れ流れは翼後縁で渦を形成していることが確認できる. 図 5 から, 噴出孔 H1, H2, H3, H4 に関しては赤線の翼端漏れ流れと青線の噴出孔からの流線はほとんど干渉していないことが分かる. 一方, 噴出孔 H5 と H6 では漏れ流れと噴出孔からの流れが干渉し, 混合していることが確認できる. 特に, 噴出孔 H6 に関しては後縁で発生している漏れ渦に強く影響を及ぼしている.

4. 3. 動翼下流での全圧

図 6 はピッチ方向平均した全圧損失係数 ω の分布を示す. 全圧

損失係数 ω は次式のように定義する.

$$\omega = \frac{P_{t1}' - P_t}{\frac{1}{2} \rho V_1^2} \quad (7)$$

ここで, P_t は局所全圧, ρ は密度, V_1 は流入速度, P_{t1}' は修正全圧を示している. 修正全圧は次式で与えられる.

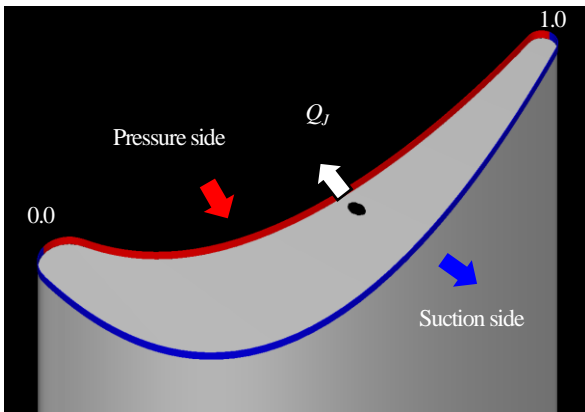
$$P_{t1}' = \frac{m_1 P_{t1} + m_j P_{tj}}{m_1 + m_j} \quad (8)$$

ここで, m は質量流量を示し, 添え字の 1 と j はそれぞれ主流流入境界と空気噴出孔を意味する. 図 6 から, 0.95 スパンの位置における全圧損失係数は噴出孔 H1, H2, H3, H4 に関しては減少していることが分かる. 一方で, 噴出孔 H5 と H6 は全圧損失係数が増加していると考えられる. この全圧損失係数の増加は, 前述の混合損失が原因である. 図 5 に見られるように, 噴出孔 H5 と H6 は翼後縁で噴出孔からの流れと翼端漏れ流れが干渉し, 翼端漏れ渦に影響を及ぼし合っており, これにより混合が促進され, 噴出孔 H5 と H6 では全圧損失係数が増加したと考えられる. これらの結果から, 噴出孔 H3 が漏れ渦による損失を最も効果的に抑制し, 一方, 噴出孔をコード位置後方に配置することは好ましくないとと言える.

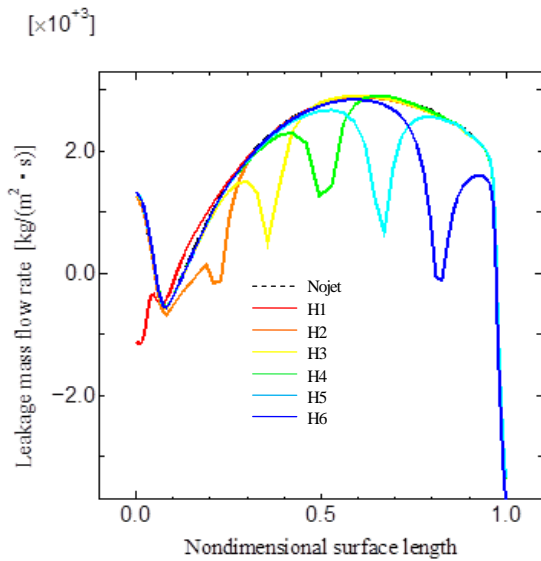
5. 結言

翼端表面からの空気噴出による翼端漏れ流れの制御を目的として, 三次元数値計算を行った. 漏れ流れの質量流量と動翼下流の全圧について議論した. 本研究によって得られた知見は以下の通りである.

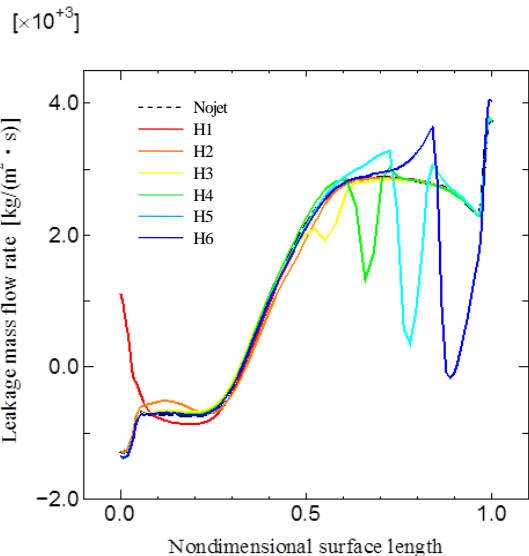
- 翼端噴出は, 正圧面側からの漏れ流れをブロックし, 漏れ質量流量を抑えることができる.
- 噴出孔 H3 からの噴出は最も全圧損失を抑え, 漏れ渦を効果的に抑制できる.
- 翼後縁に噴出孔を設置すると, 漏れ渦と噴出孔からの流れが干渉し混合損失を引き起こし, 全圧損失を増加させてしまう.



(a) Injection hole location



(b) Pressure side



(c) Suction side

Fig.4 Leakage mass flow rate distributions

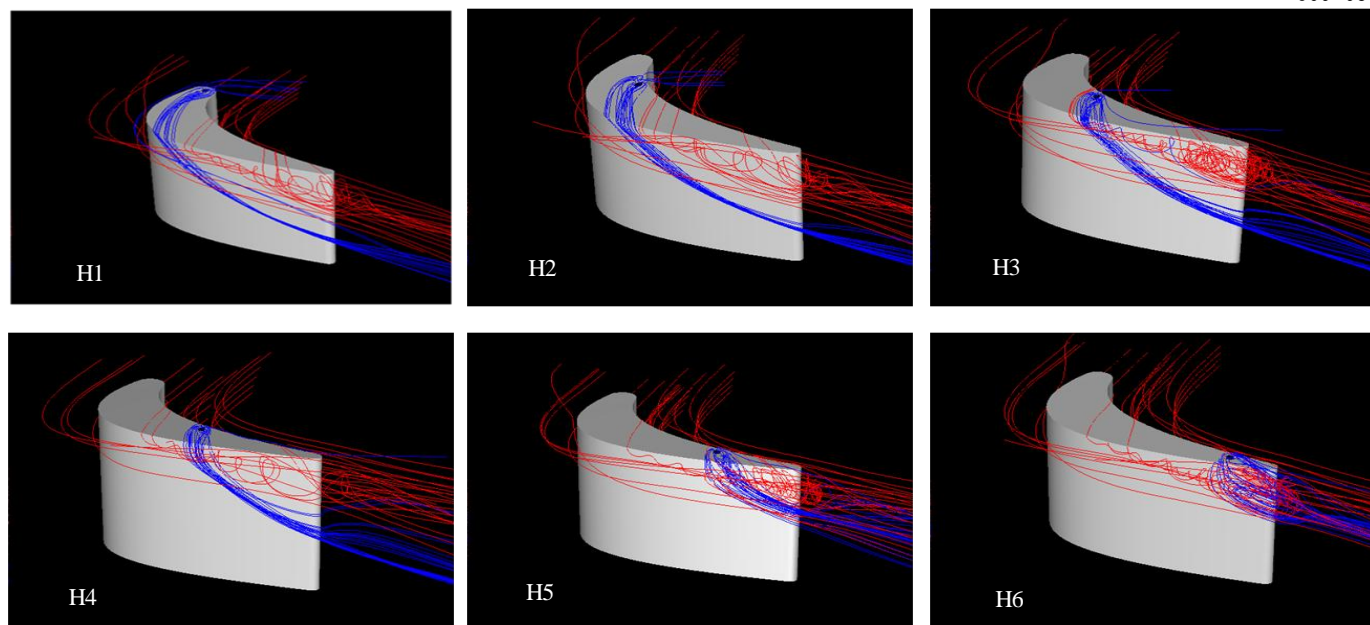


Fig.5 Streamlines

参考文献

- (1) Ohba, Y, Arakawa, C, and Sakata, K, "Prediction of loss of tip clearance flow using numerical simulation of three-dimensional turbine cascade," Proc. of IGTC'6, 2(1995), pp. 93-97.
- (2) Kavurmacioglu, L, Dey, D, and Camci, C, "Tip leakage flow simulation in AFTRF blade passages," von Karman Institute Lecture Series VKI-LS, 2(2004), pp. 27-41.
- (3) Kavurmacioglu, L, Dey, D, and Camci, C, "Simulation of tip leakage flow around partial squealer rims in axial turbines," von Karman Institute Lecture Series VKI-LS, 2(2004), pp. 27-41.
- (4) Launder, B.E., and Spalding, D.B., "The numerical computation of turbulent flows," Comp. Meth. Appl. Mech. Eng. 3 (1974), pp. 269-289.
- (5) Yee, H.C., and Harten, A., "Implicit TVD schemes for hyperbolic conservation laws in curvilinear coordinates," AIAA J. 3 (1987), pp. 266-274.
- (6) 能瀬, 高原, 吉田, 井上, 臼井, 三村, 山本, 西村, "高圧タービンの研究開発(I) 供試タービン HT-10T の空力性能試験," 航空宇宙技術研究所(1983), NAL TM-484.

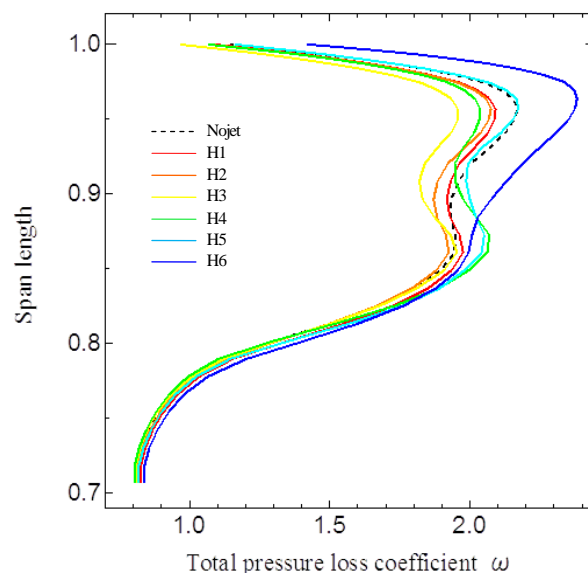


Fig.6 Pitch averaged total pressure loss coefficient distributions