

航空機用低圧タービン翼後縁への生体模倣形状適用に関する研究 (POD/DMDを用いた非定常流れ構造変容調査)

Effects of Biomimetic Trailing Edge Geometries upon the Aerodynamic Performance of an LP Turbine Cascade - POD/DMD Based Studies on the Flow Structure Modulation -

津田 菜月*¹
TSUDA Natsuki

佐藤 聡*²
SATO Sou

船崎 健一*³
FUNAZAKI Ken-ichi

柴田 貴範*³
SHIBATA Takanori

ABSTRACT

This paper deals with PIV (Particle-Image Velocimetry) studies on the flow field around the trailing edge of a flat-plate under the influence of pressure gradients emulating a high-lift LP (Low-Pressure) turbine cascade for aeroengines. The final goal of this study is to clarify how and to what extent the application of bio-inspired geometries to the airfoil trailing edge affects the aerodynamic performance of LP turbine, and the present study, employing a flat plate with a biomimetic trailing edge, aims at detailed 2D PIV investigations of the flow field around of the trailing edge by use of three different laser sheet planes (x-y, y-z, x-z planes) on which the relevant 2D velocity data can be obtained. Using POD (Proper Orthogonal Decomposition) and DMD (Dynamic Mode Decomposition), the velocity data from the PIV are processed and the corresponding velocity field is reconstructed, which eventually provides clear dynamic images of the flow field.

キーワード：航空エンジン，低圧タービン，生体模倣，翼後縁，粒子画像流速計，データ再構築

Key words : Aeroengine, LP Turbine, Biomimicry, Trailing Edge, PIV, Data Reconstruction

1. はじめに

近年の大型航空機用のエンジン（航空エンジン）は、バイパス比の増加により低燃費化，低騒音化を実現しており，原油価格が高止まりから上振れのリスクもある中，今後も高バイパス比化の傾向は続くと考えられている。高バイパス比化により大型化するファンブレードを駆動する低圧タービンには，高負荷化とともにさらなる高効率化が求められており，航空エンジンメーカーや世界中の関連研究機関では低圧タービンの高効率化に関する研究が枚挙の暇のないほど精力的に行われている^{(1),(2),(3)}。

タービンの空力損失のメカニズムに関してはDentonが体系的に整理しており⁽⁴⁾，その中で翼後縁での損失（いわゆるベース圧損失）も翼列の形状損失にある程度貢献することが示されている。Dentonが示した運動量の定理に基づく理論では，翼後縁近傍の正・負圧面はほぼ平行で，最下流部は丸みをそぎ落としたステップ形状であり，かつ定常の流れ場が仮定されている。実際の翼後縁では丸み部があり，正・負圧面からの非定常的な

渦放出が発生し，その挙動はマッハ数などに依存する⁽⁵⁾。さらに，後後縁部の形状や境界層の状態等によって翼後縁部からの渦放出の様相が変化し，それに伴ってベース圧の変化や形状損失の変化なども数値解析や実験で明らかになっている^{(6),(7),(8),(9)}。これらの研究成果は，翼後縁形状の変更による形状損失低減やそれを実現するための流動条件に関する調査が有意義であることを示している。

翼後縁形状に関しては，翼後縁から放出されるカルマン渦列の大規模化抑制の効果があるとされている生体模倣的な手法，特にゼニガタアザラシの髭Harbor Seal Whiskerを模した形状変形^{(10),(11)}が関心を集めているが，行われている研究の多くが数値解析によるものである^{(12),(13)}。著者らのグループでも同様の生体模倣手法を適用した翼後縁形状の効果に関する研究を実施している^{(14),(15)}。今回の研究は，生体模倣に基づいて生成した3次元形状翼後縁を有する平板供試翼に関する先行研究⁽¹⁵⁾を更に発展させたものである。そこでの新たな試みは，標準的な円形断面及び生体模倣適用の翼後縁下流での非定常3次元の流れ場を，3つの異なる方向からPIV計測するとともに，計測した速度データに対してPOD/DMD法による低次元化（モード縮退）・流れ場の再構築を実施している点である。これにより，生体模倣の導入による翼後縁下流における非定常流れ場構造の変容を明らかにするとともに，翼後縁由来の損失低減に向けての

原稿受付 2025年 3月 3日

査読完了 2025年 8月18日

* 1 岩手大学大学院（現三菱重工業(株)）

* 2 (株)JALエンジニアリング

* 3 岩手大学理工学部

〒020-8551 盛岡市上田 4-3-5

E-mail: funazaki@iwate-u.ac.jp

知見を得る。

主な記号

$C_x, C_{x,s}$: 平板翼全長 (Base Blade, Seal Blade)
 d : 平板翼厚み
 f : 変動周波数
 Re_θ : 運動量厚みに基づくレイノルズ数
 $U_1, U_2(y)$: 翼上流速度, 翼下流流速分布
 u', v' : x 方向変動速度成分, y 方向変動速度成分
 x, y, z : 座標系 (流れ方向, 高さ方向, スパン方向)
 x' : 翼最下流点からの距離
 λ_z : 生体模倣後縁形状の z 方向への周期
 θ : 運動量厚み
 σ^2 : 分散

添字

PS, SS : 正圧面 (平板下) 側, 負圧面 (平板上) 側

2. 実験手法

2.1 風洞, 供試部及び計測系

本研究の目的は後縁下流での流れ場の詳細計測とその結果に基づく流れ場の主要な構造の抽出等であり, 過去に実施した翼列試験⁽⁶⁾の流れ場を完全に再現する必要はないが, 平板翼上の圧力分布等を調整し, 翼後縁からの放出される渦構造に影響を与える境界層の成長状況を極力翼列試験に近づけるように試みている。

Fig. 1に本研究で使用した風洞実験装置を示す。風洞はBlowdown式で, 整胴部で整流された流れは, 絞りノズルを経由して供試部に流入する。Fig. 2に供試部 (供試ダクト, 圧力分布生成用コンタリングブロックおよび供試平板翼) を示す。風洞が翼列試験用であるため, 供試ダクトの入口が斜めになっている。

平板翼の基本的寸法は, 全長 $C_x=400\text{mm}$, 幅 250mm , 厚み $d=7\text{mm}$ であり, 前縁は長径/短径=8の楕円形状である。平板翼は上流部, 下流部の2つの部品から構成されており, 下流部 (長さ 100mm) は後縁形状を変化させた部品 (後縁部品) が装着できるようになっている。平板翼の上下面と対向する位置にスタイロフォーム製コンタリングブロックを設置し, 平板翼の両面に典型的な低圧タービン翼面上での圧力分布⁽⁶⁾を模した圧力分布を生成している。なお, 平板上面側が翼負圧面 (SS), 下面側が翼正圧面 (PS) に相当する。コンタリングブロックの流路側表面には静圧孔が設けられ, ブロック表面上の流れ方向静圧分布の測定に使用している。この結果と後述するCFD解析の結果を組み合わせると, 平板上での圧力分布を推定している。

平板翼の上流及び下流には, Fig. 2に示すミニチュアPitot管を供試平板前縁から 30mm 上流に設置し (プローブ先端は 75mm 上流), 上流側での全圧 P_{t1} , 入口流速 U_1 及び下流側速度分布 $U_2(y)$ (y : 平板に垂直方向) を計測した。また, 熱線流速計を用いて翼後縁近傍での境界層計測を行った。

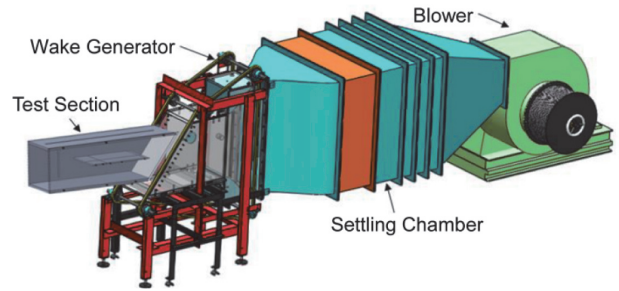


Fig. 1 Test facility

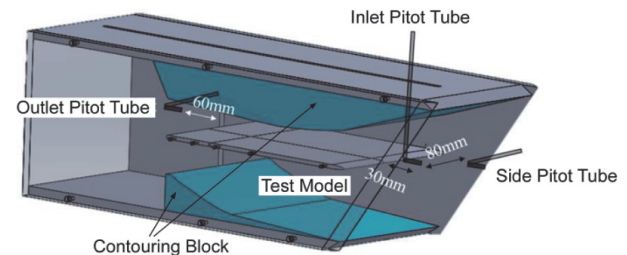


Fig. 2 Test section

2.2 翼後縁形状

本研究では, ゼニガタアザラシ (Harbor Seal) の髭の表面形状を模した翼後縁形状を採用した。ゼニガタアザラシの髭の特徴としては, 断面が楕円状であり, その長径, 短径が軸方向に変化することで3次元的な波状となっている点である (実際には断面が髭の軸に対して傾きを有するなど更に複雑形状となっている)⁽¹⁷⁾。この形状を参考に複数の後縁部品を試作し, その中で効果が明確に現れたFig. 3のような形状を有する後縁部品を5軸マシニングセンターで製作した。図の左側は比較用に製作した通常後縁形状 (Base Blade) を, 右側は生体模倣形状 (Seal Blade) をそれぞれ示す。Seal Bladeは, Base Bladeでの円弧半径 ($d/2$, d : 平板翼厚み) を短径とした長円形状 (Middle断面) を基本形として, Peak断面 (x 方向に拡大, y 方向に縮小), Valley断面 (x 方向に縮小, y 方向に拡大) という特徴的な断面形状がスパン方向 (z 方向) に周期的に現れるようになっており, その間の表面座標を z に関する正弦関数で与えている。周期 λ_z は 40mm , Middleから見た長軸方向, 短軸方向のそれぞれの振幅は 1mm , 0.5mm である。なお, この後縁形状の影響で, Seal Bladeの平均全長 $C_{x,s}$ は 403.5mm となっている。

2.3 計測条件

本研究では, 過去に実施した高負荷低圧タービン翼列試験⁽⁶⁾での翼まわり流れ場と類似の流れ場 (主として, 上流側動圧で無次元化された圧力分布と境界層の成長状況) を得ることを目的として試験装置の設計やレイノルズ数の設定を行っている。この時, 平板翼では翼列試験でのレイノルズ数の定義が使用できないことから, それに変わる指標として, 翼後縁近傍 (98% C_x) で計測したSS側境界層運動量厚さ θ_{ss} 及び入口速度 U_1 による次の

レイノルズ数 Re_θ を採用した。

$$Re_\theta = \frac{U_1 \theta_{ss}}{\nu}, \quad (1)$$

ここで、 ν は動粘度。本報告では、翼列出口レイノルズ数 $Re_2 = \bar{U}_2 C / \nu = 100,000$ ($\bar{U}_2$: 翼コード長)での翼列試験で得た $Re_\theta = 2,075$ とほぼ等しい $Re_\theta = 2,022$ を実現した流れ条件での平板翼計測結果を主に紹介する。なお、平板翼入口での主流乱れは約1%である。

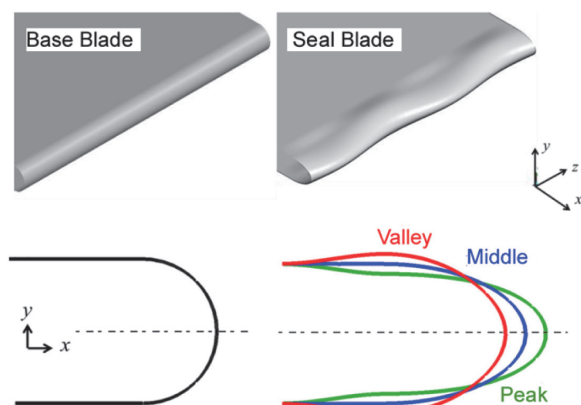


Fig. 3 Tested trailing edge geometry (Seal whisker type) in comparison with a conventional trailing edge geometry (Base)

2.4 PIV計測

2.4.1 概要

本研究では、供試平板翼後縁部まわりの流れ場を2次元PIV (以下2D PIVと称す)により計測している。その詳細と信頼性は過去の報告⁽⁷⁾で述べているので、以下では簡単な説明を行う。

撮影に使用した高速度カメラはPhantom V1210 (Vision Research社)であり、レンズはNikkor 50mm f/1.2とAF-S VR Micro-Nikkor 105mm f/2.8G IF-EDを使用した。シート光の発生にはPIV Laser G15000K (カトウ光研、波長: 532nm, 最大出力15W, 連続光)を使用している。撮影時のフレームレートは、計測領域内での平均流速に応じて画像間の粒子の最大移動量が6pixel以下となるよう適宜変更している。トレーサ粒子はSafex Fog Generator 2010 (Dantec Dynamics社)を用いて流れ場に導入している (トレーサ粒子の平均径は約1 μ m)。粒子変位に関する時系列データの処理にはDynamicStudio6.10を使用しており、使用したアルゴリズムは再帰的相関法の一つであるAdaptive PIVである。

2.4.2 計測位置

Fig. 4～6に、2D PIV計測面の位置を示す。Fig. 4に示す計測面は翼後縁の2次元的な切断面を含むx-y断面であり、主として翼後縁近傍での境界層と流れ方向への渦放出の状況を把握することを目的としている。なお、Seal Bladeではスパン方向に境界層や渦放出の状況が大きく変化すると想定されたため、peak, middle及びvalleyの3断面を含む3つの面上での計測を行った。

Fig. 5に示す計測面は主流に直交するy-z面である。この計測面は、図に示すように流れ方向に3カ所に設置して、翼後縁でのSS及びPSから放出される渦構造の挙動を各面内で調査するとともに、流れ方向への変化を観測することを目的としている。設置位置は、翼前縁から105%Cx, 110%Cx及び115%Cxである。Fig. 6に示す計測面は平板翼SSに平行な流れ場を計測するためのx-z面である。設置位置は、後縁先端 (平板厚み中心) からSS側へ5 mmである。

なお、それぞれの計測面でのサンプリング周波数は、x-y面、y-z面及びx-z面で12,000Hz, 31,000Hz及び15,000Hzである。

3. 流れ解析

平板翼面上の圧力分布の把握・調整及び翼後縁近傍での流れ場を理解するため、汎用流体解析コードANSYS® CFX® Ver18.1及び格子生成ソフトICEM CFD® Ver18.1を用いて定常RANS解析を行った。

Fig. 7に最終形態における供試ダクト内の速度ベクトルの絶対値コンターを示す。高負荷翼列における流れ場の再現を目的とした設計であり、SS側での減速による剥離泡発生や、出口流れでのSS側へのunder turnのような現象が確認できる。

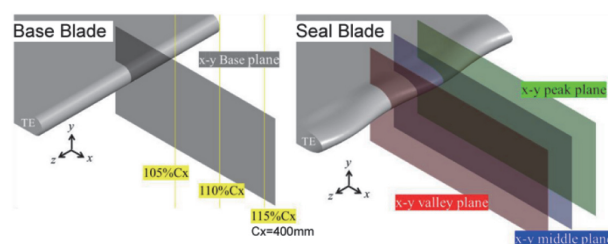


Fig. 4 Positions of X-Y planes for PIV measurements

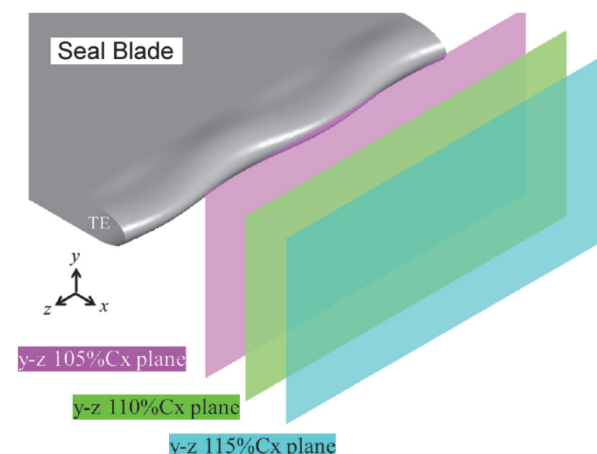


Fig. 5 Positions of Y-Z planes for PIV measurements

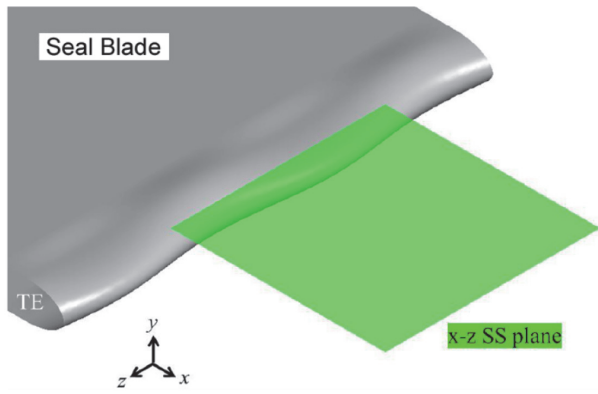


Fig. 6 Position of X-Z plane for PIV measurements

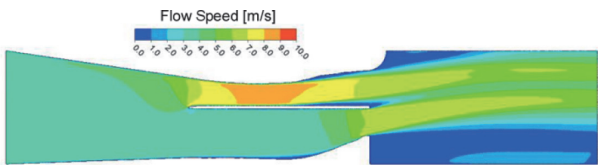


Fig. 7 Computed flow speed contour in the test duct

4. モード分解及び流れ場再構築

4.1 概要

供試平板翼まわりの流れ場、特に負圧面相当面上から翼後縁下流にかけての流れ場は、はじめに剥離泡から放出される大規模渦構造やその崩壊、遷移現象を経た乱流境界層が形成され、その後翼後縁からの渦放出が重畳する複雑な3次元非定常流れ場である¹³⁾。そのため2D PIVによって得られた非定常速度データには3次元性の効果などにより過誤ベクトルが混入しやすく、そのままでは流れ場の非定常構造を見いだすことが困難なことが多い。そこで本研究では、POD/DMD法を用いて速度データの低次元化と非定常速度場の再構築を行うことで、主要な非定常流れ構造を抽出することを試みた。

4.2 POD¹⁷⁾

PODはフーリエ級数で代表される直交関数系展開に類似の数学的処理であり、流れ場の情報から流れ場を構成する基本的構造(特徴構造¹⁹⁾とも呼ばれ、直交関数系に相当するPOD基底またはモードに対応)を抽出するとともに、POD基底を用いて流れ場の低次モデル(Reduced Order Model)構築などを可能にする手法である。

4.2.1 入力データセット

入力データセットは、各時刻における流れ方向変動速度成分 u' と翼面法線方向変動速度成分 v' の2変数を並べた列ベクトル $\mathbf{x}(t_j)$ (スナップショット snapshot)で構成されるデータ行列 $\mathbf{X}$ である。空間データ数を m 個とすると、列ベクトルの次元数は $2m$ となる。 n (=1000個)のスナップショットを用いる場合、入力データセットは $\mathbf{X} \in \mathbb{R}^{2m \times n}$ となる($\Delta t = t_{j+1} - t_j$)。

PODでは、データ行列 $\mathbf{X}$ から得られる共分散行列の固有値分解からPOD基底 $\{\mathbf{U}_k\}$ を決定するが、一般に

は $m \gg n$ となることから、行列サイズが抑えられる $\mathbf{C} = \mathbf{X}^T \mathbf{X} \in \mathbb{R}^{n \times n}$ を用いる(Snapshot POD)。

4.2.2 Incremental POD

前述のようにPODでは共分散行列からPOD基底 $\{\mathbf{U}_k\}$ を決定するが、これに多くの計算コストを要することから、本研究では、流れ場を十分に表現できる次数(ランク) r ($r < n$)まで更新則を用いて逐次的にPOD基底を求めていくIncremental POD^{19), 20)}を採用した。

4.3 DMD

4.3.1 概要

DMDはモード分解によるシステム同定手法の一つであり、流れ場の多次元時系列データ $\mathbf{X} = [\mathbf{x}(t_j)] \in \mathbb{R}^{2m \times n}$ から時間的・空間的な特徴構造(DMDモード)を抽出する手法である。流れ場を記述する非線形時間発展方程式を多次元時系列データの線形時間発展形式 $\mathbf{X}_2 = \mathbf{A} \mathbf{X}_1$ で近似表現し、 $\mathbf{X}_1$ の疑似逆行列 $\mathbf{X}_1^+$ を導入すると、行列 $\mathbf{A}$ は時間遷移行列とも呼ばれ、最小自乗解として $\mathbf{A} = \mathbf{X}_2 \mathbf{X}_1^+$ で与えられる。なお、実際の解析には、 $\mathbf{X}$ の代わりにPOD基底 $\mathbf{U}_r$ (ランク r)が張る空間への射影 $\tilde{\mathbf{X}} = \mathbf{U}_r^T \mathbf{X} \in \mathbb{R}^{r \times n}$ を用いることから、本来ならばそれに応じた記号を用いるべきだが、以下では簡単のため一般的な表記を用いる。

DMDモードは、固有値問題 $\mathbf{A} \Phi = \lambda \Phi$ を解くことで決定される。ここで、 λ : 固有値、 Φ : 固有ベクトル。このことから、DMDは入力変数の平均的な時間発展を線形系で近似し、その系の解の重ね合わせによりデータを表現する手法となっている¹⁹⁾。スナップショットの初期値を $\mathbf{x}_0$ とすると、時間発展解 $\mathbf{x}_k$ は、 $\mathbf{x}_k = \mathbf{A} \mathbf{x}_{k-1} = \dots = \mathbf{A}^k \mathbf{x}_0$ となるが、行列 $\mathbf{A}$ の固有値分解から、 $\mathbf{A}^k = (\Phi \Lambda \Phi^{-1})^k = \Phi \Lambda^k \Phi^{-1}$ となるので(Λ : 固有値による対角行列)、流れの再構築の式は次式で与えられる。

$$\mathbf{x}_k = \Phi \Lambda^k \Phi^{-1} \mathbf{x}_0 = \sum_{j=1}^r \alpha_j \lambda_j^k \phi_j, \quad \Phi^{-1} \mathbf{x}_0 = \{\alpha_j\} \quad (2)$$

または、式(2)を統合することで、式(3)を得る。

$$\mathbf{X} = [\mathbf{x}_0, \dots, \mathbf{x}_{n-1}] = [\phi_1, \dots, \phi_r] \begin{bmatrix} \alpha_1 & & \\ & \ddots & \\ & & \alpha_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & \dots & \lambda_1^{n-1} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & \dots & \lambda_r^{n-1} \end{bmatrix} = \Phi \mathbf{D}_\alpha \mathbf{V}_{and} \quad (3)$$

ここで、 $\mathbf{V}_{and}$ はVandermonde行列である。

上述の固有値は一般には複素数となり、この固有値から各DMDモードの成長率 σ 及び周波数 ω は、次のように求められる。

$$\sigma + i\omega = \log \lambda / \Delta t = \frac{1}{\Delta t} \{ \log |\lambda| + i \text{Arg} \lambda \} \quad (4)$$

固有値を複素数平面上に描くと、単位円の内側に固有値が位置する場合は安定、外側で不安定、単位円上で中立安定なモードであることをそれぞれ示す。

4.3.2 tIsDMD

PIVで得た速度データには、前述の過誤ベクトルに加え、翼表面でのレーザー光の反射や観測窓境界の影響などを受けノイズが混入しやすい。これらのノイズを効果的に除去出来る手法として、最小自乗法の考えに基づくtIsDMD (Total Least Squares DMD)²⁰を採用した。以下でこの手法の概要を述べる。

$\mathbf{Y}=\mathbf{A}\mathbf{X}$ という入出力系を考える。出力 $\mathbf{Y}$ のみに誤差が存在する場合、 $\mathbf{Y}$ の $\mathbf{X}$ 空間 (行空間) への射影を考えることで行列 $\mathbf{A}_{ls}$ が決定される。一方、本研究で扱う問題の場合、 $\mathbf{X}$, $\mathbf{Y}$ ともに誤差を含むことため、射影する空間として $\mathbf{Z}=[\mathbf{X}, \mathbf{Y}]^T$ を選び、結果として行列 $\mathbf{A}_{ls}$ が決定される。

4.3.3 流れ場の再構築

式(2)または(3)で示した再構築法では振幅ベクトル $\boldsymbol{\alpha} = \{\alpha_j\}^T$ が初期値 $\mathbf{x}_0$ と紐づいているが、実際にはこの関係は意味をなさず、かつ固有ベクトル自体の大きさを決定する条件も明示的には存在しないことから、振幅ベクトル $\boldsymbol{\alpha}$ は別の方法で定める必要がある。

理論的には、式(2)または式(3)で実際の現象 (時系列スナップショット) を最も効果的に再現できる $\boldsymbol{\alpha}$ (最適振幅) を最小化問題として探索することになるが、実際には僅かな誤差の蓄積などが影響して、式(3)での再構築が上手く機能しないこともあるとされている。そこで、Alenius²²や大道ら¹⁹は、式(3)を簡素化する形で、多次元時系列データ $\mathbf{X}_1$ を固有ベクトル Φ の線形結合で次のように表現した方法を提案した。

$$\mathbf{X}_1 \approx \Phi \mathbf{C} = [\phi_1, \dots, \phi_r] \begin{bmatrix} c_{11} & \dots & c_{1N} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ c_{r1} & \dots & c_{rN} \end{bmatrix} \quad (5)$$

ここで、最適な係数行列は $\mathbf{C}_{opt}$ 再構築誤差の最小化によって決定される。なお、再構築誤差は、モードの組み合わせを S (添字集合) し、それぞれの組み合わせに対応する固有ベクトルを Φ_S と表すと、次式で算出される。

$$J(S) = \|\mathbf{X}_1 - \Phi_S \mathbf{C}_{opt}\|_F \quad (6)$$

ここで、 $\|\cdot\|_F$ はフロベニウスノルムである。式(6)を最小化するモードの組み合わせを探索することで、結果として流れ場の基本的構造に関与する主要なモードを求めることになる。本研究でもこの方法を採用した。Fig. 8にtIsDMD及び式(5)に基づく再構築の処理の流れを示す。

4.3.4 再構築状況の検証

本研究で使用したプログラムはPythonによるin-houseコードである。このプログラムが正しく動作し、適切に流れ場を再構築するかの検証を、Nonomuraらの論文²³で用いられた手法を参考に実施した。この手法では、まず線形の時間発展方程式 $d\mathbf{f}/dt=\mathbf{B}\mathbf{f}$ ($\mathbf{f} \in \mathbb{R}^6$) で得られた解を用いて合計 $n = 500$ 個のデータ $\mathbf{f}(t_k)$ を求める。ここで、 $\mathbf{B}$ は3つの複素固有値からなる三重対角行列である。次に、これらに対して正規分布 $N(0,1)$ に基づくランダ

ム行列 $\mathbf{T} \in \mathbb{R}^{200 \times 6}$ をQR分解することで得た行列 $\mathbf{Q} \in \mathbb{R}^{200 \times 6}$ を左側からかけることで、初期データを含めDMD用データセット $\mathbf{X}_1 = [\mathbf{x}_0, \dots, \mathbf{x}_{n-1}]$, $\mathbf{x}_k \in \mathbb{R}^{200}$ ($k=0, \dots, 500$) を作成する (これを元データと呼ぶ)。さらに、この元データに白色ノイズ $N(0, \sigma^2)$ (σ^2 : 分散) を付け加え、noisyなPIVデータに相当するデータ $\tilde{\mathbf{X}}_1$ の再構築状況を調査した。ここで、再構築率は次式で与えられる。

$$\left(1 - \frac{\|\tilde{\mathbf{X}}_1 - \Phi_S \mathbf{C}_{opt}\|_F}{\|\tilde{\mathbf{X}}_1\|_F}\right) \times 100 [\%] \quad (7)$$

Fig. 9には元データとそれに標準偏差の幅を付したも

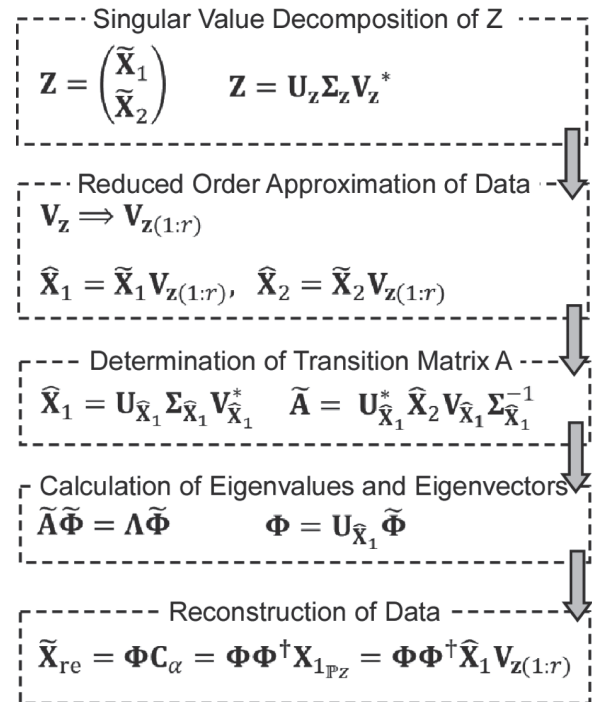


Fig. 8 Procedure of tIsDMD and data reconstruction

の及び元データに白色ノイズを加えたものの例(a)と、再構築状況に関する2つの検証結果(b)(c)を示す。ここでは、元データに二種類の白色ノイズ ($\sigma^2=0.0001, 0.01$) を加えたデータを用意し、それを上位6モードで再構築した結果を並べることで、再構築状況を確認している。なお、主要モードの探索には大道らの貪欲法による方法¹⁹を採用した。図中の波形の比較から、比較的高いレベルの白色ノイズが混入した場合でも使用したコードに実装したtIsDMD法でノイズが除去され元データがほぼ正確に再現できることを確認した。実際、ノイズレベルが小さい(b)の場合には上位6モードでも94%の再構築率となっている。一方、ノイズレベルが上がることで、この少ないモード数では、再構築率自体はノイズによる再構築誤差の増加により46%に低下しているものの、(c)の拡大図に併記した $\sigma^2=0.0001$ のデータに対する再構築結果との比較からも明らかなように、元データに近い構造は捕捉できていることがわかる。

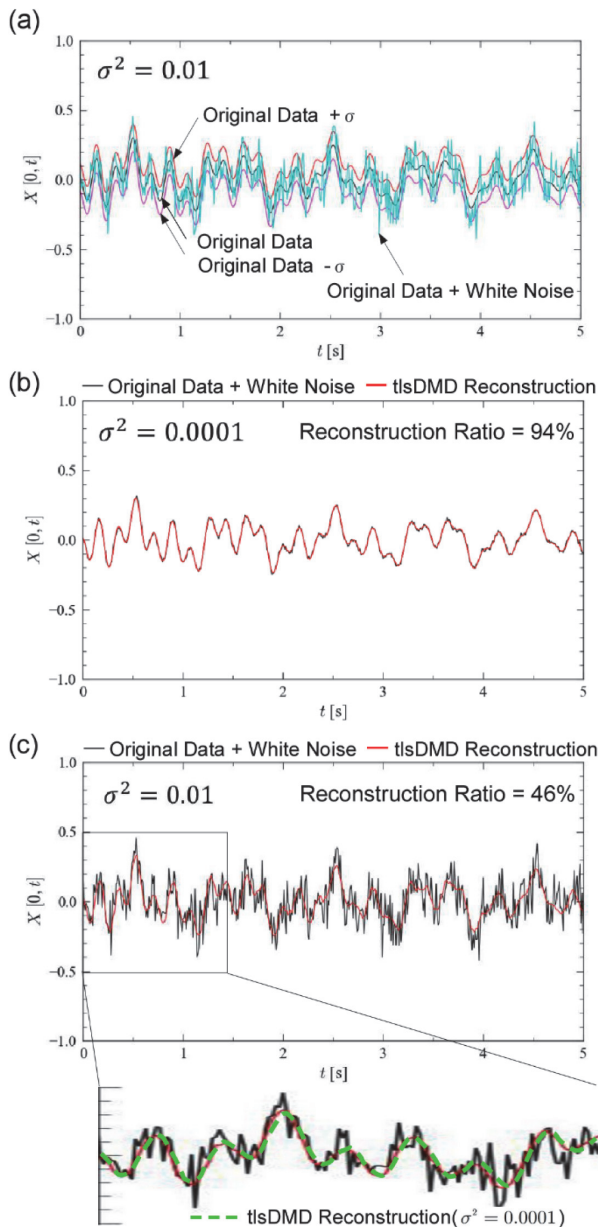


Fig. 9 Verification of data reconstruction using 6 modes

4.3.5 流れの再構築

Fig. 10にはFig. 5に示すy-z面で計測された瞬時速度データに対して上述したPOD/DMD手法を適用し、データを再構築した例を示す。ここでは、Fig. 9で示した例を参考にデータ再構築率が50%となるように再構築の際の主要モード数を選定している (Fig. 10の例で使用したモード数は全モード数1000の内およそ70)。なお、この図では、流れ方向 (x方向) に軸を有する渦度 (縦渦) を元データ及び再構築データから描いている。元データから求めた渦度分布は、翼後縁から放出される渦構造の他に細かな渦やノイズを含む状態であり、流れ場の理解が困難になっているが、POD/DMD処理後のデータでは、比較的少数のモードで対象としている流れの中の主要な非定常構造が抽出できており、本研究で採用したPOD/DMDの有効性が明らかとなった。

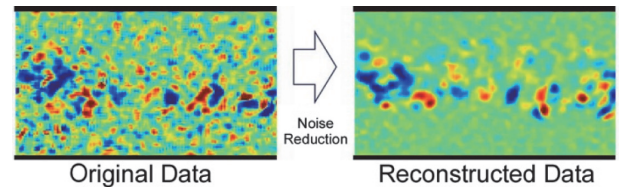
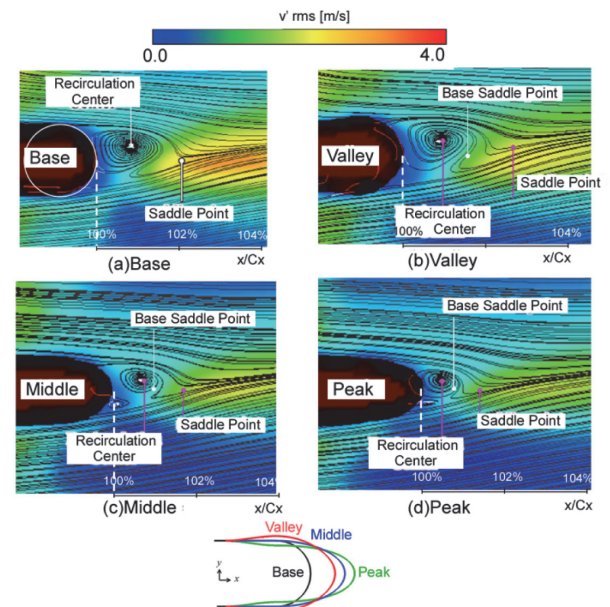


Fig. 10 An example of data reconstruction in terms of streamwise vorticity (Reconstruction rate; 50%)

Fig. 11 Streamlines of time-averaged flow and v' rms contours of time-averaged flow fields around four different types of trailing edge.

5. 結果と考察

5.1 x-y面での流れの挙動

Base Blade及びSeal Bladeに対するx-y面上での流れ場計測の結果から求めた時間平均流線及びy方向速度変動 v' のrms値分布 (非定常混合過程の強度を示す指標) をFig. 11に示す。Seal Bladeについては、3つの特徴的断面を含む面での結果である。なお、前述のようにSeal Bladeは全長がBase Bladeより長く、そのためSeal BladeはBase Bladeに比べて後縁中心がx方向に突出している。

Fig. 11 (a)のBase Bladeでは、参照した高負荷翼列流れで計測された結果⁽⁷⁾と同様にSS側に明瞭な再循環領域が発生している。後縁部最下端からこの再循環領域の中心までの距離と鞍点 (Saddle Point) までの距離との比は0.39で、翼列試験での0.36に近いものとなっている。なお、ここでの鞍部はSS側及びPS側からの流れが再循環領域下流で合流するおおよその位置として定めている。(b)のSeal Blade (Valley) については、x方向に谷状である一方y方向には膨らみを有しているため、再循環領域が拡大しており鞍点も後方に位置している。これと対照的に、(d)のSeal Blade (Peak) では再循環領域が縮小し鞍点も相対的に上流側で発生している。Base Bladeの

v' rms値については、鞍点の下流側に比較的高いrms値領域が広く発生している。この現象はPS側からのせん断流の巻き上がりによる渦の発生によるものであるが⁽⁷⁾、Seal BladeではValley下流でやや高い値が見られるものの、Middle, Peakではrms値が低下し、領域も縮小している。これらは、Seal Bladeでの3次元的な後縁形状が翼後縁部からの渦構造に影響を与えていることを示唆している。

Fig. 12は、Base Blade及びSeal Blade下流で計測されたwake分布（時間平均流れ方向速度成分の分布）を示す。計測位置は、翼後縁最下端からの流れ方向距離 x' が5% C_x 、10% C_x 及び15% C_x である。この図から、後縁直下流（ $x'/C_x=5\%$ ）ではValley下流でのwake幅や速度欠損が最も大きい一方、Peak, Middle下流ではwakeはBase下流よりもかなり縮小している。 $x'/C_x=10\%$ より下流ではValleyのwakeはBaseのwakeとほぼ一致する一方、Peak, MiddleのwakeはBaseのwakeよりも幅が小さくなっており、wakeの y 方向への成長が抑制されている。

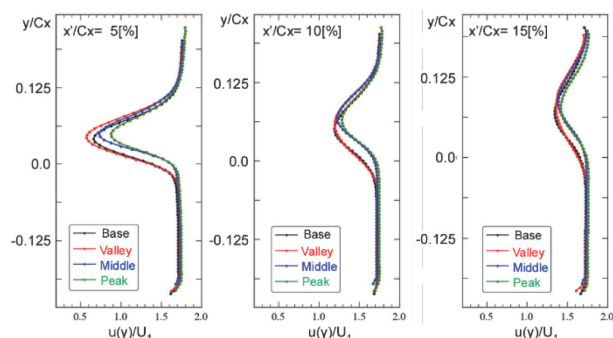


Fig. 12 Comparisons of time-averaged wake profiles downstream of Base and Seal Blades

5.2 y-z面での流れの挙動

翼後縁まわりの流れを特徴付ける主たる現象はスパン方向に軸を有する渦の放出であり、通常その挙動理解にx-y平面での非定常データが用いられるが、スパン方向に形状変化を有する本研究の場合、スパン方向に同時計測したデータでの議論が重要である。そこで、まずy-z平面での速度データを用いてBase Blade及びSeal Bladeによる流れ場の挙動の変化を検討する。なお、以下に示す速度データは全て再構築処理後のデータである。

Fig. 13には、Base Blade下流 $x=105\%C_x$ で計測したy-z面上における(a) 瞬時の速度ベクトル及び(b) y方向の速度成分のコンターを重ねた時系列の速度ベクトルを示す。このFig. 13 (a)から、tlsDMDに基づくデータ再構築によりノイズが除去され、様々な流れ方向渦度成分の存在が確認できる。また、Fig. 13 (b)の時系列データから、スパン方向に広がる周期的な流れの上下運動が見て取れる（青：下向き、赤：上向き）。この現象はスパン方向に軸を有するカルマン渦列状の渦放出に伴うものであ

り、その大まかな周期は0.003s（周波数333Hz）であり、ストローハル数 $St = fd/U_2$ は約0.26である。なお、同時性を保った下向き運動領域のスパン方向への広がり（これを相関長とよぶ）は、上向きの場合の相関長よりも短い傾向にあることが読み取れる。これには、SS側での剥離再付着現象による境界層厚みの違いやSS側の境界層の乱流化、3次元化がPS側より進んでいることなどが関係していると考えられる。

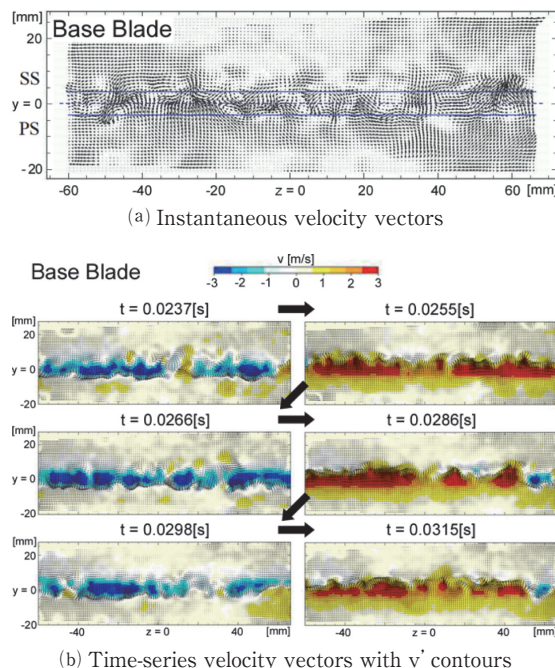


Fig. 13 Reconstructed time-series velocity fields on the y-z plane at $x=105\%C_x$ (Base Blade).

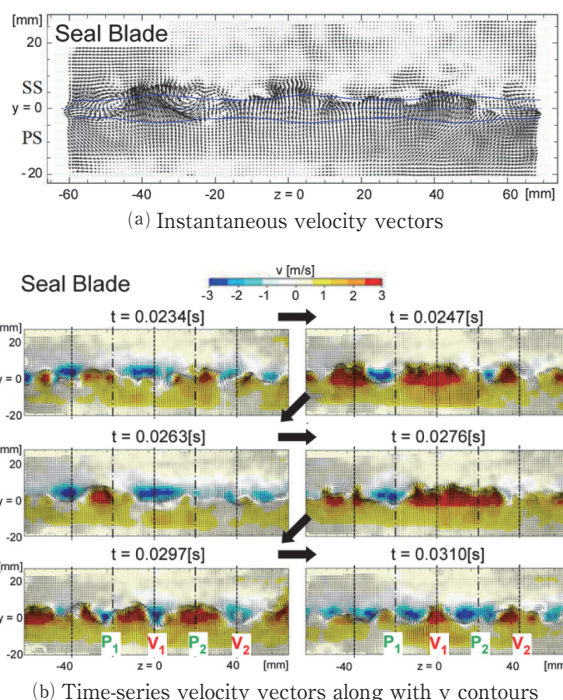


Fig. 14 Reconstructed time-series velocity fields on the y-z plane at $x=105\%C_x$ (Seal Blade).

Fig. 14には、Seal Blade下流 $x=105\%Cx$ で計測した y - z 面上における(a) 瞬時の速度ベクトル及び(b) y 方向の速度成分のコンター付きの時系列の速度ベクトルを示す。(b) 中の縦の破線 P_1 , P_2 はPeak断面位置, 細実線 V_1 , V_2 はValley断面位置をそれぞれ示している。なお, (b)の時系列データはBase Bladeの場合とほぼ同じ時間間隔で表示している。Fig. 13との比較から, 上下運動の相関長がBase Bladeの場合よりも短くなっていることがわかる。この現象は, Fig. 15に示すように, Peak下流とValley下流での動きが反位相に近い状態であることが関与している (Fig. 15は, Fig. 14 (b)の最下段の図と同一)。以上の観測から, 生体模倣適用形状により翼後縁から放出される渦構造のスパン方向への相関長縮小が引き起こされ, その結果として渦放出現象由来の上下運動がスパン方向に交互に入れ替わるようになっていることが分かる。

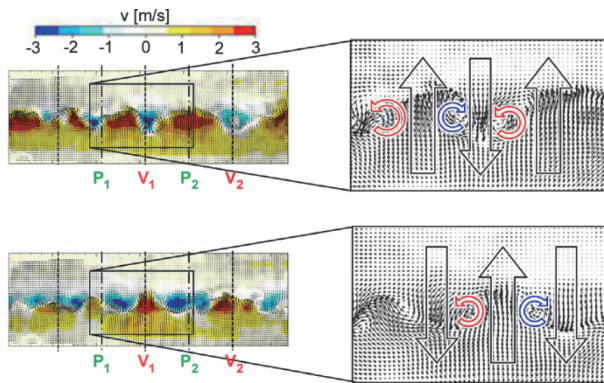


Fig. 15 Alternating up-down flows on the y - z plane at $x=105\%Cx$ (Seal Blade).

5.3 x - z 面での流れの挙動

Base Bladeの x - z 面で計測した速度データのDMDモード (流れ方向成分) のうち中立安定モードと見なせる2つのモードをFig. 16に示す。ここで, 図中の破線はモードのスパン方向への関連性を示す。両モードとも, 正負の値を持つ領域がスパン方向に直線上に現れており, 特に S_2 モード (周波数395Hz) にその傾向が顕著となっている。これらは後縁下流から放出されるカルマン渦列状の渦放出に関係するものと考えられ, y - z 平面で見られた再構築後の流れ場の特徴とも概ね一致している。

Fig. 17にはSeal Bladeの x - z 面で計測した速度データのDMDモード (流れ方向成分) のうち中立安定モードと見なせる2つのモードを示す。スパン方向への正負の領域がzigzag状になっており, 正負の領域の位置関係からPeak断面やValley断面での配置にある程度対応した構造であることが分かる。この結果から, 翼後縁への生体模倣適用による流れの構造の変容がDMDモードを通じて改めて確認できた。

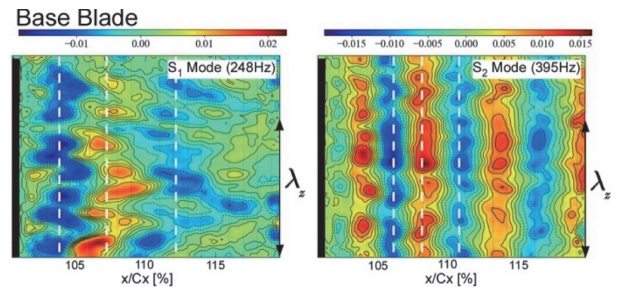


Fig. 16 Two DMD modes on the x - z plane (Base Blade).

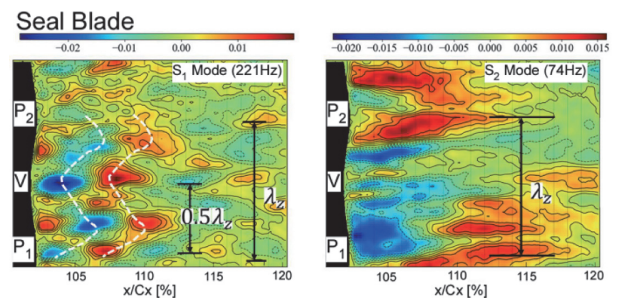


Fig. 17 Two DMD modes on the x - z plane (Seal Blade).

6. 結 言

本研究では, 航空機用高負荷低圧タービン翼列の高効率化に資する技術として翼後縁形状への生体模倣適用に着目し, 実際にタービン翼列の流れ場を模した環境下の平板翼に対してゼニガタアザラシの髭に類似の3次元形状を有する後縁を装着し, PIVによる詳細な流れ場計測を実施した。PIV計測では, 翼後縁下流での非定常3次元な流れ場を3つの異なる断面で撮影し, そこで得られた速度データをPOD/DMD法による低次元化 (モード縮退)・流れ場の再構築を実施することで, 3次元流れ場の2次元PIV計測で発生しがちなノイズを除去し, 非定常流れ場を構成する主要な構造に注目して, 生体模倣適用による非定常流れ場の変容を調査した。

これらの調査の結果, 3次元形状の適用により翼後縁からのカルマン渦列状渦放出現象のスパン方向への相関長が縮小し, 後縁形状のスパン方向への周期に対応した速度変動が明確に確認された。流れ方向へのwakeの減衰挙動については, 突起状となっているValleyの直下流のwake幅や速度欠損はBaseのwakeよりも大きくなったが, 次第にBaseのwakeに類似の分布になる一方, Peak, Middle下流のwakeは後縁が薄くなっていることもありWake幅, 速度欠損ともBaseよりも小さくなった。これらの結果は生体模倣形状の翼後縁採用により翼列の形状損失低減の可能性を示唆している。

今後は, 本研究での知見を実際の翼列翼に適用し, 生体模倣の可能性の調査と形状最適化などに取り組む。

謝 辞

本研究の一部は, 科学研究費助成事業 (基盤研究 (C)) 「高精度PIV計測・CFD融合手法に基づくタービン翼列

非定常損失発生機構の詳細調査：課題番号21K03848」の援助を受けて実施された。解析に使用したコードの開発には岩手大学谷口英夫氏のご指導を得た。また、生体模倣供試体の製作には、岩手大学理工学部高度試作センターにご協力頂いた。ここに感謝の意を表す。

参考文献

- (1) Howell, R. J., Hodson, H. P., Schulte, V., Steiger, R. D., Schiffer, H.-P., Haselbach, F., and Harvey, N. W., Boundary Layer Development in the BR710 and BR715 LP Turbines – The Implementation of High-Lift and Ultra-High-Lift Concepts, *ASME J. Turbomach.*, 124 (7) (2002), pp. 385-392.
- (2) Praisner, T. J., Grover, E. A., Knezevici, D. C., Popovic, I., Sjolander, S. A., Clark, J. P., and Sondergaard, R., 2013, "Toward the Expansion of the Low-Pressure-Turbine Airfoil Design Space," *ASME J. Turbomach.*, 135 (6), p. 061007.
- (3) Kodama, H. And Funazaki, K., Experimental Investigation of Additional Loss Associated With Incoming Wakes in Low-Pressure Turbine Cascades, *J. Turbomach.* May 2024, 146 (5) : 051013 (9 pages), <https://doi.org/10.1115/1.4064318>
- (4) Denton, J.D., The 1993 IGTI Scholar Lecture: Loss Mechanisms in Turbomachines, *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 115, No. 4 (1993), pp. 621-656.
- (5) Sieverding, C. and Manna, M., A Review on Turbine Trailing Edge Flow, *International Journal of Turbomachinery Propulsion and Power*, Vol. 5 (2) (2020).
- (6) El-Gendi, M.M., Lee, S.W., Joh, C.Y., Lee, G.S., Son, C.H. and Chung, W.J. et al., Elliptic Trailing Edge for a Turbine Blade: Aerodynamic and Aerothermal Effects, *Trans. Japan Soc. Aero Space Sci.*, Vol. 56, No. 2 (2013), pp. 82-89.
- (7) 相馬天斗, 山崎悠貴, 船崎健一, 谷口英夫, 長尾隆央, 航空エンジン用低圧タービン翼後縁近傍流れ場のPIV計測—翼面境界層流れと翼後縁近傍流れ場の相関性調査—, *日本ガスタービン学会誌*, Vol. 49, No. 6 (2021), pp. 463-472
- (8) Rossiter, A.D., Pullan, G. and Melzer, A.P., The Influence of Boundary Layers State and Trailing Edge Angle on Aerodynamic Performance of Transonic Turbine Blades, *ASME J. Turbomach.*, Vol. 145, No. 4 (2023), 041008 (11 pages).
- (9) Gohl, I. Bitter, M. Sato, H. and Kozulovic, D., Experimental Study on Flow Phenomena Induced by Trailing Edge Shapes for a Transonic High Pressure Turbine Cascade, *International Journal of Gas Turbine, Propulsion and Power Systems*, Vol. 15, No. 2.
- (10) Hanke, W., Witte, M., Miersch, L., Brede, M., Oeffner, J., Michael, M., Hanke, F., Leder, A., Dehnhardt, G., Harbor Seal Vibrissa Morphology Suppresses Vortex-induced Vibrations, *Journal of Experimental Biology*, Vol. 213 (2010), pp. 2665-2672.
- (11) Wei, Y., Ji, C., Yuan, D., Song, L. and Xu, D., Experimental Study on the Effect of the Angle of Attack on the Flow-Induced Vibration of a Harbor Seal's Whisker, *Fluids*, Vol. 8 (2023)
- (12) Wen, F. Luo, Y., Wang, S. Wang, S., Wang, Z., Numerical Study on the Biomimetic Trailing Edge of a Transonic Blade under a Wide Range of Outlet Mach Numbers, *Frontiers in Energy Research*, Vol. 9, Nov. (2021), 789246.
- (13) Mai, T.D., Vo, D.T., Kim, B., Lee, U, Kim, D. and Lee, H., et al., Impact of Trailing-Edge Modification in Stator Vanes on Heat Transfer and the Performance of Gas Turbine: A Computational Study, *Engineering Application of Computational Fluid Mechanics*, Vol. 18.No. 1 (2024), 2393430.
- (14) 佐藤聡, 小野寺優介, 船崎健一, 古川樹生, 生体模倣による航空エンジン用低圧タービンの高効率化, 第49回日本ガスタービン学会定期講演会 (2021)
- (15) 津田菜月, 佐藤聡, 船崎健一, 柴田貴範, 航空機用低圧タービン翼後縁への生体模倣形状適用に関する研究 (特徴構造抽出方による流れ場詳細調査), ターボ機械協会第89回創立50周年記念学術講演会 (2023)
- (16) Funazaki, K. Yamada, K. Chiba, Y. Tanaka, N. Numerical and Experimental Studies on Separated Boundary Layers over Ultra-High Lift Low-Pressure Turbine Cascade Airfoils with Variable Solidity Effects of Free-stream Turbulence, *ASME paper*, GT2008-50718 (2008)
- (17) 平邦彦, 固有直交分解による流体解析：1. 基礎, *ながれ*, Vol. 30 (2011), pp. 115-123
- (18) 大道勇哉, 小林憲司, 金崎雅博, 大規模非定常データに対する特徴構造抽出法の開発と大気突入カプセル後流解析への適用, 第50 回流体力学講演会／第36 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム (2019)
- (19) Arora, R., Cotter, A., K, L., and Srebo, N., Stochastic Optimization for PCA and PLS," 50th Annual Allerton Conference on Communication, Control, and Computing (2012).
- (20) Hemati, M. S., Rowley, C. W., Deem, E. A., and Cattafesta, L.N., De-biasing the Dynamic Mode Decomposition for Applied Koopman Spectral Analysis of Noisy Datasets, *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, Vol. 31 (2017), pp. 349-368.
- (21) Alenius, E., Mode Switching in a Thick Orifice Jet, an LES and Dynamic Mode Decomposition Approach, *Computers and Fluids*, Vol. 90 (2014), pp. 101-112.
- (22) Nonomura, T., Shibata, H., and Takaki, R., Dynamic Mode Decomposition using a Kalman Filter for Parameter Estimation, *AIP Advances*, Vol. 8, 105106 (2018)