

2C08 ヘリコプタロータブレード表面圧力分布の感圧塗料計測

○辻村 一真, 小西 晃平, 今井 雅人 (東京農工大学),
中北 和之, 菅原 瑛明 (宇宙航空研究開発機構), 亀田 正治 (東京農工大学)

Pressure sensitive paint measurement of helicopter rotor blade surface pressure distribution

○Kazuma TSUJIMURA, Kohei KONISHI, Masato IMAI (Tokyo University of Agriculture and Technology),
Kazuyuki NAKAKITA, Hideaki SUGAWARA (Japan Aerospace Exploration Agency),
Masaharu KAMEDA (Tokyo University of Agriculture and Technology)

Key Words: Pressure-sensitive paint, Helicopter rotor blade, Wind tunnel test

Abstract

The objective of this study is to measure the surface pressure distribution on a rotor blade using a lifetime-based pressure-sensitive paint (PSP) technique. In recent years, the focus has been on increasing the speed of medical helicopters to extend the range of rescue operations, and the measurement of surface pressure distribution through wind tunnel experiments has become important. We applied PC-PSP, which consists of a polymer, to a heliblade and obtained the pressure distribution on the blade. The ambient temperature in the wind tunnel was used the temperature correction of the PSP results were performed. Moreover, a marker-based image registration method was applied. The accuracy of the pressure measurement was confirmed to be improved by the image registration and temperature corrections. As a result, a characteristic low-pressure region was identified on the retreating blade. On the other hand, it was shown that the accuracy of pressure estimation is limited by the ambient temperature correction, which is performed by assuming that the blade surface temperature is equal to the ambient temperature.

1. 緒言

近年、航空輸送分野では人や物資の高速輸送が求められており、特にドクターヘリの高速化は救助活動の範囲を広げるため重要視されている[1]。前進飛行中のヘリコプタにおいては、ロータブレードが前進方向に運動する前進側と、後退方向に運動する後退側とで、気流の性質に顕著な差が生じる。前進側では、機体の前進速度とブレードの回転速度が合成されることで相対流速が増加し、ブレード表面は遷音速領域に近い高速な流れ場となる。一方後退側では、両者の速度が相殺されるため、ブレード表面を流れる気流の速度は大きく低下し、部分的な逆流領域が生じることもある。このように、ヘリコプタロータの回転によって形成される流れ場は、前進側の高速流から後退側の低速・逆流域に至るまで、広範かつ非対称な速度分布を有しており非常に複雑である。特に、ブレード表面における流れ場の詳細を明らかにするためには、非定常圧力分布の計測が不可欠であり、風洞実験による計測は重要な役割を果たす。また、風洞実験によって得られるブレード表面圧力分布の詳細な

データは、数値流体力学(CFD)解析手法の信頼性検証のための基盤として極めて有用である。

圧力を計測する最も一般的な方法は、風洞模型に静圧孔を設置し、孔にかかる圧力をセンサーで計測する方法である。しかし静圧孔の数に比例して製作費が高くなる。また、離散的な情報しか取得できず、ブレード表面全域での詳細な情報を得られない課題があった。

一方で、近年注目されている計測手法として、発光強度画像から圧力を計測可能な感圧塗料 (Pressure-sensitive paint, PSP) 計測がある[2][3]。PSP は、表面の空気の圧力を光で可視化する技術である。塗料には、発光する特性を持った感圧色素が含まれている。この発光の強さ(発光強度)は、塗料の近くにある酸素の量、つまり空気の圧力に応じて変化する。PSP 計測は、圧力によって発光強度が変化する PSP の性質を利用している。これにより、PSP を塗装した模型表面を高速度カメラで撮影し、グレースケールの発光画像から圧力分布を計測することができる。そのため、複

雑な模型表面形状でも、非接触かつ高解像度で圧力分布を計測することが可能となる。

PSP 計測は、風洞実験において、高揚力装置半裁模型や航空輸送機模型、フラッタなど、固定翼模型の表面圧力計測への適用例が多くある[4][5][6]。回転翼では、市販の小型ラジコンヘリコプタを用いたホバリング時のブレード表面圧力分布の計測例が見られるが[7][8]、風洞実験が必要となる前進飛行時の計測例はほとんど見られない[9]。

また、これまでの先行研究で、PSP 計測を回転体であるロータブレードに適用する際の課題として、以下の三点が挙げられる。第一に、ブレード表面の正確な温度分布を取得・補正する手法が未確立である。PSP は温度にも感度を持つため、圧力算出の精度向上には温度補正が不可欠である。固定翼機とは異なり、ブレードは回転運動を伴うため、表面温度は時間的・空間的に変化し、より高精度な温度分布の取得が求められる。第二に、ブレードを所定の回転位相でブレなく撮影するには、高速かつ精密な同期信号系の構築が不可欠である。固定翼に比べて、高速回転する物体の撮影では、シャッタータイミングや同期精度が計測結果に大きく影響する。第三に、撮影画像の高精度な位置合わせ手法が必要となる。回転により画像内の対応点が毎回異なるため、圧力分布を正確に算出するには、撮影画像の高精度な位置合わせが求められる。

これらの課題を踏まえ、本研究では、温度補正手法、同期信号系、画像位置合わせ手法に対してそれぞれ工夫を施し、回転ブレードにおける PSP 計測の高精度化を図った。そこで本研究では、風洞実験におけるブレード表面圧力分布の PSP 計測手法確立と、ブレード周りの空力現象の把握を目指す。本稿では、風洞実験での PSP 計測手法について述べ、実際にヘリコプタロータ模型に提案手法を適用した、PSP 計測によるブレード表面圧力分布の計測結果を示す。

2. 感圧塗料計測

2.1. 感圧塗料計測の原理

Fig. 1 に PSP の発光原理を示す。PSP は、Fig. 1 からなるように感圧色素とバインダで構成されており、色素の光化学反応を利用した圧力センサである。色素は、特定波長の光で励起し、周囲の酸素濃度に応じて発光強度が変化する。発光の原理については文献[10]を参照されたい。

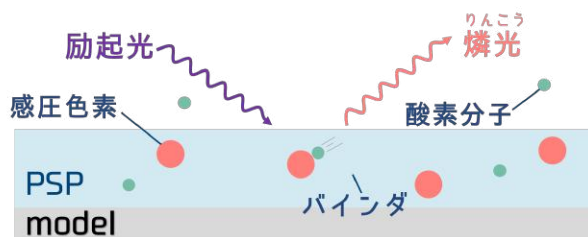


Fig. 1: PSP の発光原理

一般には非線形性を考慮し以下の多項式(1)を用いて、基準圧力 P_{ref} と色素の発光強度 I から、圧力 P を算出する。

$$\frac{I_{\text{ref}}}{I} = \alpha + \beta \cdot \left(\frac{P}{P_{\text{ref}}} \right) + \gamma \cdot \left(\frac{P}{P_{\text{ref}}} \right)^2 + \dots \quad (1)$$

式(1)の係数 α, β, \dots は、実験的に求めなければならない。また、これらの係数は温度の関数である。したがって、PSP 計測で計測精度を上げるためには温度補正が必要となる。

2.2. 寿命法計測

Fig. 2 に寿命法計測の過程を、Fig. 3 に較正試験の結果を示す。ヘリコプタロータブレードのような移動や変形を伴う計測対象の場合、励起光源と対象物との距離が変化して励起光強度変化の影響を受けてしまう。そこで、励起光強度に依存せず圧力を算出する手法として、PSP の発光寿命と圧力の関係を利用する Two-gate 寿命法が用いられる[11]。これは、LED などの励起光源から光が照射され、PSP が発光強度が増大する励起過程(gate1)と、光源からの光が消灯し PSP の発光強度が減衰する減衰過程(gate2)から、高速度カメラを用いて発光量の積分値(発光輝度値画像) S_1, S_2 を取得する計測方法である(Fig. 2)。また、今回のような実験の場合、撮影した画像にはカメラの特性に起因するショットノイズが含まれる。そのノイズ成分を軽減するために、画像を多数計測して平均化する方法がとられる。

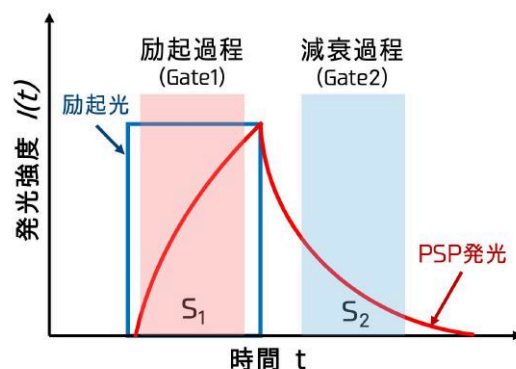


Fig. 2: 寿命法計測

発光輝度値画像 S_1 , S_2 を取得後、次式より、較正試験時の基準状態 (cal) と、通風時の回転状態 (run) で、 S_1 , S_2 の比率である発光輝度比 Ratio を算出。

$$\text{Ratio} = S_2/S_1 \quad (2)$$

さらに、次式より、cal と run での Ratio の比率、規格化発光輝度比 (Ratio-of-Ratios, RoR) を計算することで、較正試験の結果から圧力を算出できる。

$$\text{RoR} = \frac{\text{Ratio}_{\text{cal}}}{\text{Ratio}_{\text{run}}} \quad (3)$$

較正試験では、圧力を 90～120 kPa、温度を 15～30 °C に変化させ、16 回の計測で取得した RoR から較正曲面を作成した (Fig. 3)。較正試験で得られた、RoR と圧力 P 、温度 T の関係は、Fig. 3 に示す 2 次曲面から、次式が得られた。 $P_{\text{cal}}, T_{\text{cal}}$ は較正試験時の基準圧力と基準温度を示し、 $P_{\text{cal}}=100 \text{ kPa}$, $T_{\text{cal}}=20 \text{ °C}$ とした。 a_1, a_2, \dots, a_6 は較正係数である。

$$\begin{aligned} \text{RoR} = & a_1 \left(\frac{P}{P_{\text{cal}}} \right)^2 + a_2 \left(\frac{T}{T_{\text{cal}}} \right)^2 \\ & + a_3 \left(\frac{P}{P_{\text{cal}}} \right) \left(\frac{T}{T_{\text{cal}}} \right) + a_4 \left(\frac{P}{P_{\text{cal}}} \right) + a_5 \left(\frac{T}{T_{\text{cal}}} \right) + a_6 \end{aligned} \quad (4)$$

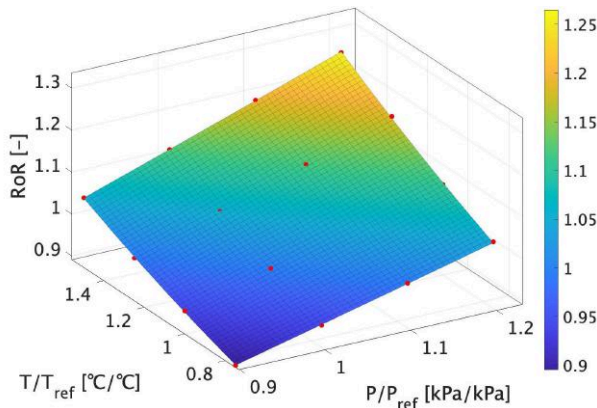


Fig. 3: 較正結果

2.3. 使用塗料

Fig. 4 に PC-PSP の構成を示す。本実験では、非定常現象の計測のため、高い周波数応答性を有する高速応答型非定常 PSP であるポリマセラミック PSP (Polymer/Ceramic PSP, PC-PSP) を使用した。PC-PSP は、ポリマ、セラミック粒子、感圧色素の 3 つの構成要素から構成される。ポリマは、塗料の中に感圧色素を保持するバインダとしての役割を果たす。セラミック粒子は多孔質構造を持つため、塗膜内での酸素の移動を助ける働きがある。この結果、感圧色素が酸素とより速く反応できるようになり、圧力変化に対する応答が向上する。また、感圧色素には PtTFPP を使用した。励起帯は 380～550nm 付近にあり、発光のピークは 650nm 付近にある。また本研究では、

Sugioka らが開発した低表面粗さの PC-PSP を用いた [12]。PSP の表面粗さを小さくすることで模型を流れる気流への影響を低減している。

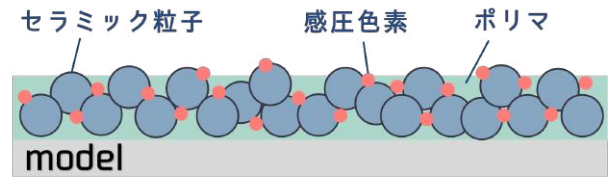


Fig. 4: PCPSP の構成

3. 風洞実験

3.1. 実験装置

風洞実験の機材配置の概略図を Fig. 5 に示す。本実験は、JAXA 調布航空宇宙センター飛行場分室にある 2 m×2 m 低速風洞にて行われた。供試模型は JAXA で開発されている飛行試験用第 3 次概念模型のメインロータ基本特性試験形態 [13] とした。メインロータは、UH-60A のメインロータブレード模型 (CFRP 製) を用いた (Fig. 6)。風洞上部には高速カメラ (Phantom v1840, Vision Research) と励起光源として UV-LED 6 台 (IL-106, HARDsoft micro-processor systems) を設置した。また、回転するブレードが所定の方位角に達した瞬間、ロータ装置内に設置したロータリエンコーダの信号をもとに、カメラと LED の撮影発光タイミングを決定した。方位角は模型最後尾を 0° とし、ブレードの回転方向である時計回りを正に角度が増加していく。また、気流は、模型の機首 (方位角 180°) から模型最後尾 (方位角 0°) に向かって流れている。

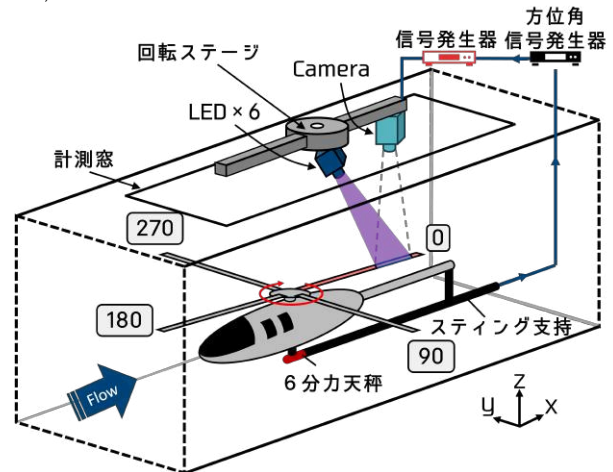


Fig. 5: 風洞実験の機材配置



Fig. 6: メインロータブレード模型

3.2. 計測条件

今回解析した実験条件を Table 1 に示す. 計測範囲は, ブレードのスパン位置(回転中心から翼端までの全長に対する回転中心からの距離の比)65%~92%の範囲である. 本実験では, 回転数 940 rpm の下で前進飛行の条件で解析を実施した. ブレード荷重 C_T/σ は 9.1×10^{-2} と 11.5×10^{-2} であった. C_T/σ が 0.1 以上の場合, 前進飛行条件では高荷重条件である. 方位角は 0° から 330° まで 30° 刻みで測定を行った. また, ローリングモーメントとピッチングモーメントをゼロにするようにサイクリック・ピッチ角を設定し, 通風中は一定値で固定した.

LED 照射時間は $10 \mu\text{s}$, カメラの露光時間は $10 \mu\text{s}$, で撮影を行った. この時, 1つの通風ケースに対して, 画像ノイズ除去用の PSP を発光させていない状態での dark 計測と, 計測時の基準とする, 無風時無回転状態での ref 計測, 通風時回転状態での run 計測の3つの場合で, それぞれ 1 方位角ごとに 4000 枚撮影した. dark 計測で撮影した dark 画像は, PSP 画像にカメラの暗電流による成分が含まれているので, その成分を差し引くために圧力算出処理の際に使用する. ref 計測と run 計測で撮影した画像にはそれぞれ, 撮影時のノイズを除去するための dark_{CN} 画像と, gate1 画像, gate2 画像の3つが含まれている. dark_{CN} は圧力算出処理の際には使用しない. また, 取得した gate1 画像と gate2 画像から, それぞれ 500 枚を使用して積算平均を行った.

Table 1: 解析条件

飛行条件	前進飛行
姿勢角	0°
ロータ回転数	940 RPM
風速	30.1 m/s (前進率 0.4)
ブレード荷重 C_T/σ	9.1×10^{-2} , 11.5×10^{-2}
ロータトリム条件	$M_x = M_y = 0$
計測方位角	0, 30, ..., 300, 330 deg

3.3. 個別ゲート寿命法計測

画像取得タイミングを Fig. 7 に示す. 通常の寿命法計測ではカメラ露光時間が長くなり, ヘリブレードのような高速回転体の撮影画像はブレてしまう. そこで今回の実験では, 短時間露光が可能な個別ゲート寿命法計測を適用し, 1度の計測内で, gate1 と gate2 をそれぞれ異なるタイミングで個別に撮影した[14]. この時, ref 計測と run 計測のどちらも, Fig. 7 に示すように, LED 1 回の照射に対してカメラは 2 枚の画像を連続で撮影した. 2 枚のうち 1 枚目は

dark_{CN} 画像, 2 枚目は gate 画像を撮影. dark_{CN} 画像は, 撮影時のノイズを除去するため, LED が照射されていない瞬間の暗環境下で撮影した画像である. gate 画像は, ブレードが所定の方位角に達した瞬間に, gate1 および gate2 画像を交互に撮影した. 取得した各 gate1 画像, gate2 画像に対しては, それぞれデータ処理で 500 枚の積算平均を行い, 画像 S_1, S_2 を得た.

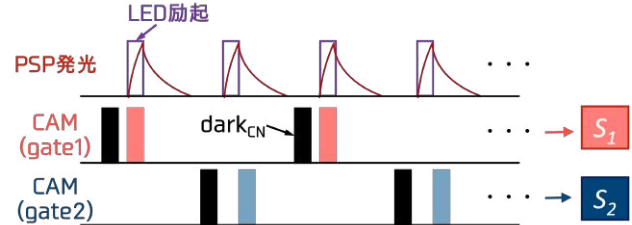


Fig. 7: 画像取得タイミング

4. 画像位置合わせ

通風時の S_1, S_2 は撮影タイミングの若干のズレがある. そのため, $\text{Ratio}_{\text{run}}$ を算出する際, S_1 画像に S_2 画像を位置合わせする必要がある. また, RoR 算出時と同様に, $\text{Ratio}_{\text{ref}}$ と $\text{Ratio}_{\text{run}}$ の画像上の位置が異なるため, 位置合わせを実施した. 以下に, 従来使用していた画像特徴を用いる手法と, 今回の解析で使った手法を用いる手法を示す. この時, 位置合わせの基準画像を A と変換する画像を B とする.

4.1. 画像特徴位置合わせ

画像の特徴を使用した手法では, MATLAB の関数 `imregister` を使用した. この関数では, マルチモーダルな場合の位置合わせに使用されるマテス相互情報量による相関を用いて, 2つの画像 A, B の位置合わせを行なう. 相互情報量は, 2つの画像 A, B の類似度を評価する定量的な尺度であり, 相互情報量が多い場合, 画像の一致の可能性が高いことを示す. `imregister` では, この相互情報量を最大化するように, 変換画像 B に幾何学的変換を適用する変換行列を逐次的に最適化して位置合わせを行う.

4.2. マーカ位置合わせ

マーカを使用した手法では, エッジ検出により2つの画像 A, B からマーカを円として抽出し, 円ハフ変換からそれぞれの円の中心座標を取得する. これらの座標から, 最近傍点抽出により画像 A と B の対応するマーカ座標のペアを抽出し, 取得した情報をもとに位置合わせを行う.

1) エッジ検出

画像のマーカを検出するため, ソーベル近似を用いたエッジ検出を行なった[15]. エッジ検出では, MATLAB の関数 `edge` を使用した. まず, ソーベル

近似で、画像にソーベルフィルタを適用し、ノイズを低減しながらエッジ強調を行う。その後、設定したしきい値を超える画素をエッジと判定し、主要な画像特徴とマーカー輪郭を抽出し、二値化画像とした。

2) 円ハフ変換

エッジ検出した画像 A, B に対して円ハフ変換を使用し、円の中心座標を求める[16]。円ハフ変換では、MATLAB の関数 `imfindcircles` を使用した。この時、画像 A からは k 個の円中心座標 $\mathbf{a}_k = (x_k, y_k)$ を、画像 B からは l 個の円中心座標 $\mathbf{b}_l = (x_l, y_l)$ を取得した。

3) 画像 A, B 間のマーカーの対応付け

円ハフ変換で検出したマーカー中心座標から、画像 A, B 間のマーカーの対応付けを行った。この時、MATLAB の関数 `knnsearch` を使用した。取得したマーカー円の中心座標 $\mathbf{a}_k, \mathbf{b}_l$ から、画像 A の k 番目の円中心座標 \mathbf{a}_k に対して、画像 B の l 個の円中心座標 \mathbf{b}_l の中から最も近い円の中心座標 $\mathbf{b}_{\text{Idx}(k)}$ を選択した[17]。

4) 相似変換

次式で定義される相似変換 $F(\mathbf{a}_k)$ を用いて、画像 A, B で対応づけた座標のペア $\mathbf{a}_k, \mathbf{b}_{\text{Idx}(k)}$ の残差の二乗和を最小化するような変換パラメータを求めた[18]。この時、MATLAB の関数 `fitgeotform2d` を使用し、等方スケール s 、回転行列 R_t 、平行移動ベクトル $\mathbf{t} = (t_x, t_y)^T$ のパラメータを決定して変換行列を構築し、位置合わせを行った。

$$F(\mathbf{a}_k) = sR_t\mathbf{a}_k + \mathbf{t}$$

$$R_t = \begin{pmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{pmatrix}, \mathbf{t} = \begin{pmatrix} t_x \\ t_y \end{pmatrix}, \quad (5)$$

5. 解析方法

解析手順を Fig. 8 に示す。画像処理解析には、商用ソフト `matlab` を使用した。本計測では、ブレードの表面温度と風洞内の静温が等しいと仮定して解析を行った。

1) 画像積算平均

ref 計測と run 計測で取得した画像 S_1, S_2 を、それぞれ 500 枚で積算平均した。

2) ダーク減算

PSP を励起しない状態で取得した dark 画像を、ref 計測と run 計測それぞれで取得した画像 S_1, S_2 から減算した。その後、ref 計測での S_1, S_2 から発光輝度比 $\text{Ratio}_{\text{ref}}$ を算出した。

3) 画像位置合わせ

マーカーを用いた位置合わせによって、run 計測時の S_1 と S_2 から、発光輝度比 $\text{Ratio}_{\text{run}}$ を算出した。同様に、 $\text{Ratio}_{\text{ref}}$ と $\text{Ratio}_{\text{run}}$ の位置合わせも行なった。

4) RoR

式(3) から、 $\text{Ratio}_{\text{ref}}$ と $\text{Ratio}_{\text{run}}$ の比である RoR を算出した。

5) 圧力算出 (環境温度補正)

較正試験時の基準圧力と温度を、 $P_{\text{cal}}, T_{\text{cal}}$ とする。また、ref 計測時のブレード表面の、圧力と温度を $P_{\text{ref}}, T_{\text{ref}}$ 、run 計測時のブレード表面の、圧力と温度を $P_{\text{run}}, T_{\text{run}}$ とする。そして、 $\text{Ratio}(P, T)$ は圧力 P 、温度 T での発光輝度比を示し、RoR は、4)RoR で算出した規格化発光輝度比である。さらに、 $\text{RoR}'(P, T)$ は較正試験で算出した圧力と温度の関数である。この時、 P_{run} 以外は全て既知となる。

風洞実験により得られるのは、次に示す 2 つの関係式である。

$$\text{Ratio}(P_{\text{ref}}, T_{\text{ref}}) = \frac{S_2(P_{\text{ref}}, T_{\text{ref}})}{S_1(P_{\text{ref}}, T_{\text{ref}})} \quad (6)$$

$$\text{Ratio}(P_{\text{run}}, T_{\text{run}}) = \frac{S_2(P_{\text{run}}, T_{\text{run}})}{S_1(P_{\text{run}}, T_{\text{run}})}$$

まず、 $P_{\text{cal}}, T_{\text{cal}}$ を用いて次式を定義する。

$$\text{RoR}'(P_{\text{ref}}, T_{\text{ref}}) = \frac{\text{Ratio}(P_{\text{cal}}, T_{\text{cal}})}{\text{Ratio}(P_{\text{ref}}, T_{\text{ref}})} \quad (7)$$

式(7) から、次式に示す仮の基準画像の輝度比分布を求める。

$$\text{Ratio}(P_{\text{cal}}, T_{\text{cal}}) = \text{RoR}'(P_{\text{ref}}, T_{\text{ref}}) \cdot \text{Ratio}(P_{\text{ref}}, T_{\text{ref}}) \quad (8)$$

同様に、未知の圧力を含む $\text{Ratio}(P_{\text{run}}, T_{\text{run}})$ は、次式を満たす。

$$\text{RoR}'(P_{\text{run}}, T_{\text{run}}) = \frac{\text{Ratio}(P_{\text{cal}}, T_{\text{cal}})}{\text{Ratio}(P_{\text{run}}, T_{\text{run}})} \quad (9)$$

ここで、式(8) を式(9) に代入することで以下の関係が導出される。

$$\begin{aligned} & \text{RoR}'(P_{\text{run}}, T_{\text{run}}) \\ &= \frac{\text{RoR}'(P_{\text{ref}}, T_{\text{ref}}) \cdot \text{Ratio}(P_{\text{ref}}, T_{\text{ref}})}{\text{Ratio}(P_{\text{run}}, T_{\text{run}})} \end{aligned} \quad (10)$$

この時、本来の意味での $\text{RoR} = \text{Ratio}(P_{\text{ref}}, T_{\text{ref}}) / \text{Ratio}(P_{\text{run}}, T_{\text{run}})$ (式(3))は、次式で表される。

$$\text{RoR} = \frac{\text{RoR}'(P_{\text{run}}, T_{\text{run}})}{\text{RoR}'(P_{\text{ref}}, T_{\text{ref}})} \quad (11)$$

そして、式(11)を展開することで、次式から圧力 P_{run} を得る。

$$RoR'(P_{run}, T_{run}) = RoR \cdot RoR'(P_{ref}, T_{ref}) \quad (12)$$

6) 二乗平均平方根誤差

画像上各点の時間的な圧力変動の大きさを調べるために、次式より二乗平均平方根誤差 (Root Mean Squared Error, RMS)を計算した。RMS が大きい領域は、圧力変動が大きい領域であることを示す。

$$RMS = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (RoR_i - \overline{RoR})^2} \quad (13)$$

まず、RMS の算出では、これまで同様 ref 計測で取得した S_1 , S_2 をそれぞれ積算平均し、 $Ratio_{ref}$ を算出した。次に、run 計測で取得した S_1 , S_2 については積算平均を行わず、run 計測で取得した N 枚の画像のうち、 i 番目に撮影した画像ごとに個別に計算を行い $Ratio_{run,i}$ を得る。そして、 $Ratio_{ref}$ と $Ratio_{run,i}$ を用いて、 RoR_i を算出する。 \overline{RoR} は、 N 枚の RoR_i を平均した画像を示す。これらは次式により与えられる。

$$RoR_i = \frac{Ratio_{ref}}{Ratio_{run,i}}, Ratio_{run,i} = \left(\frac{S_{2,i}}{S_{1,i}} \right)_{run} \quad (14)$$

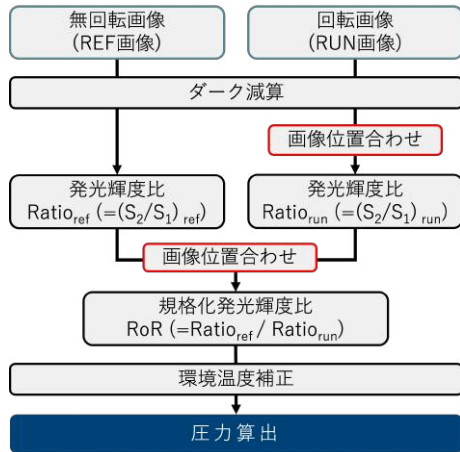


Fig. 8: 解析の流れ

6. 結果および考察

以下に示す RoR 分布と圧力分布画像において、回転方向と気流方向を示す。回転方向は、画像上のブレード後縁から前縁に向かう方向である。また気流方向は、方位角 180°の翼端から翼根、方位角 0°の翼根から翼端に向かっており、方位角 90°は前縁から後縁にかけて、方位角 270°は後縁から前縁にかけて気流が作用している。

6.1. 画像位置合わせ

Fig. 9 に、画像特徴に基づく位置合わせと、今回実施した マーカによる位置合わせの結果を示す。いずれも、同一の RoR 画像 ($C_T/\sigma = 9.1 \times 10^{-2}$, 方位角 180°) において、ref 画像に対し run 画像を位置合わせしたものである。

まず、マーカのズレに注目すると、Fig. 9(a)では、マーカ半個から 1 個分(5~10pixel)のズレが見られるのに対し、(b)では 1pixel 以下のズレに収まりほぼ一致している。次に、ブレード前縁と後縁側では、Fig. 9(a) が 5~10pixel 程度のズレに対して、Fig. 9(b)は 2pixel 程度のズレとなった。さらに、Fig. 9(a) ではブレード表面に位置ずれによる縞模様が確認できるが、Fig. 9(b)ではそれが見られない。

このことから、今回採用したマーカを用いた位置合わせ手法は、画像の特徴を用いる従来手法よりも位置合わせの精度が向上した。また、500 枚の画像位置合わせ処理にかかる時間も、従来の 14 時間から 1.5 分へと大幅に短縮した。

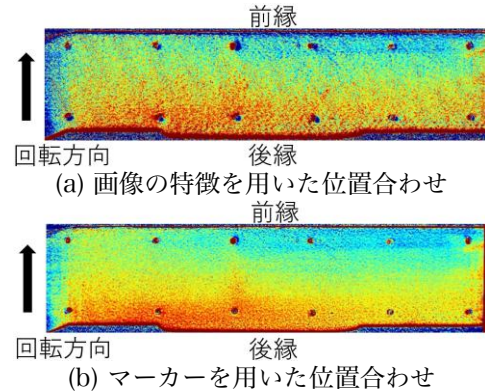


Fig. 9: RoR 画像 ($C_T/\sigma = 9.1 \times 10^{-2}$ 方位角 180°)

6.2. 圧力分布結果

Fig. 10 に、前進飛行時 $C_T/\sigma = 9.1 \times 10^{-2}$ の条件での、方位角 0°, 90°, 180°, 270°の RoR 分布と圧力分布を、Fig. 11 に方位角毎の run 計測時の風洞内温度を示す。スパン座標は、ロータ回転中心からの距離 $R = 0.765m$ に対してのスパン位置 r を示す。圧力分布は環境温度補正を実施し、RoR 分布には補正を行っていない。

Fig. 10 より、RoR 分布の様子が run 計測時の風洞内の環境温度変化(Fig. 11)に追従し、温度の影響が顕著であることが確認された。環境温度補正を適用した圧力分布の結果から、方位角 90°と方位角 270°を比較した時、後縁側に見られた RoR 値の違いは、補正後、静圧付近でほぼ等しい値になった。

Fig. 12 に、前進飛行時 $C_T/\sigma = 9.1 \times 10^{-2}$, 11.5×10^{-2} の条件での、方位角 0° ~ 330°までの圧力分布を

示す. Fig. 12 から, 前進側では, 前縁付近に強い低圧領域が見られ, 後退側では, 低圧領域が減少し, 静圧に近い領域が拡大している傾向が見られた. これは, 前進側では動圧が高いことから, 前縁側で高い負圧領域が形成される一方, 後退側では, 動圧が低下し, 負圧領域が縮小したものと考えられる.

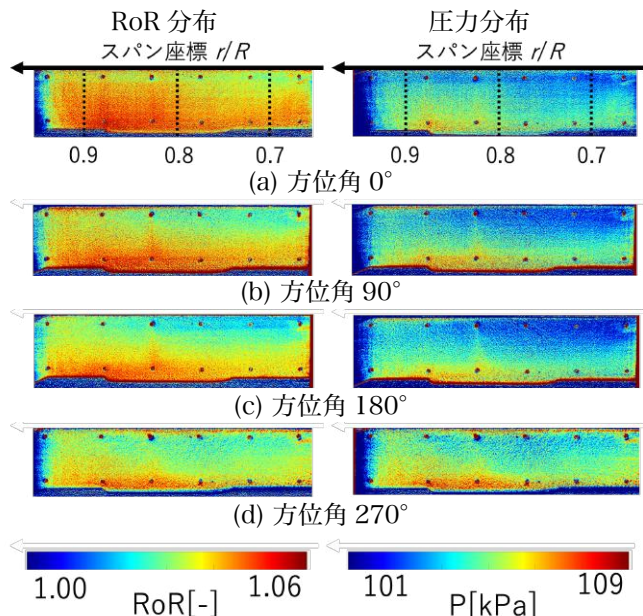


Fig. 10: RoR と圧力の比較
(前進飛行 $C_T/\sigma = 9.1 \times 10^{-2}$)

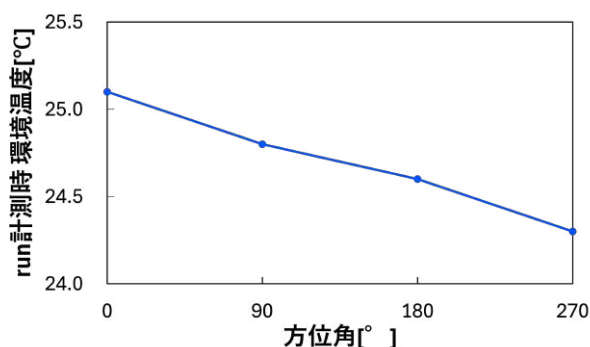
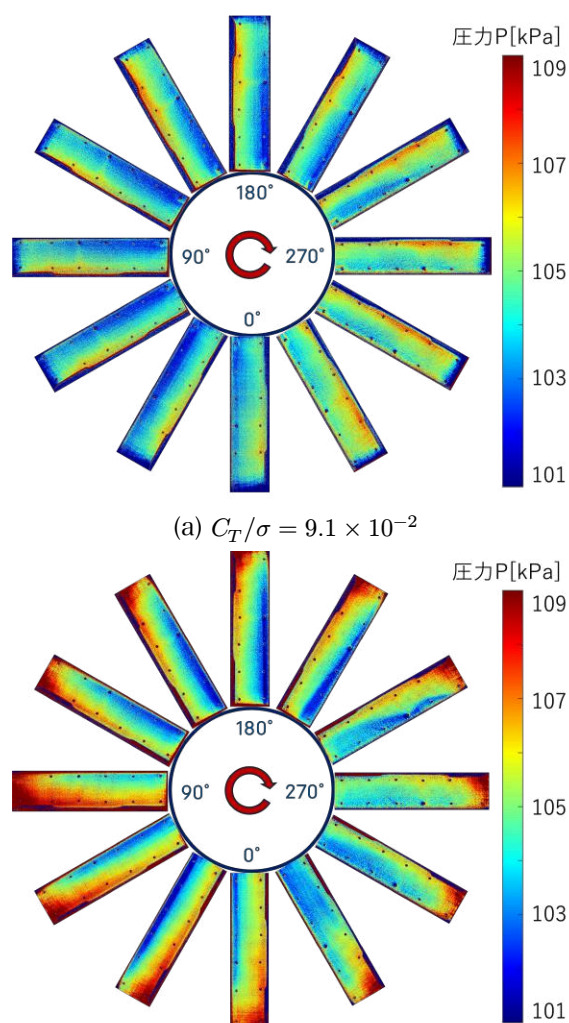


Fig. 11: 方位角毎の run 計測時の風洞内温度

これらの結果から, 補正が一定の効果を示し, ブレードの圧力分布を定性的に計測できていることがわかった. この結果から, ブレード表面温度が風洞内の環境温度と等しいと仮定して実施する環境温度補正は, 方位角毎の定性的な圧力分布の評価に適用可能であることがわかった. 一方で, ブレードの表面圧力は全ての領域で大気圧を上回ることが確認された. そのため, 現在の環境温度補正による圧力の定量値計測精度には限界があり, 圧力の絶対値まで見るような精密な評価には使えないと考えられる.



(a) $C_T/\sigma = 9.1 \times 10^{-2}$
(b) $C_T/\sigma = 11.5 \times 10^{-2}$
Fig. 12: 前進飛行時の圧力分布

6.3. RMS

Fig. 14 に方位角ごとの, $C_T/\sigma = 9.1 \times 10^{-2}$, 11.5×10^{-2} でのサイクリック・ピッチ角を示す. また, Fig. 13 に, 後退側ブレード (方位角 210° , 240° , 270°) のRMS分布を示す.

Fig. 12 (a)(b)の後退側ブレードの圧力分布に着目すると, $C_T/\sigma = 9.1 \times 10^{-2}$ の方位角 240° と, $C_T/\sigma = 11.5 \times 10^{-2}$ の方位角 210° と方位角 240° の前縁付近に, 特徴的な低圧領域が形成されていることが確認された. 後退側ブレードについてのRMSを算出したところ, Fig. 13 より $C_T/\sigma = 9.1 \times 10^{-2}$ では, 方位角 240° と 270° 後縁付近で, 若干の圧力変動が見られる領域が出現した. $C_T/\sigma = 11.5 \times 10^{-2}$ では, 方位角 210° と 240° 前縁で, 明らかに圧力変動が大きい領域が出現した. これらの領域は, Fig. 12 (a)(b)の圧力分布画像と比較しても, 特徴的な低圧領域の直後に出現している.

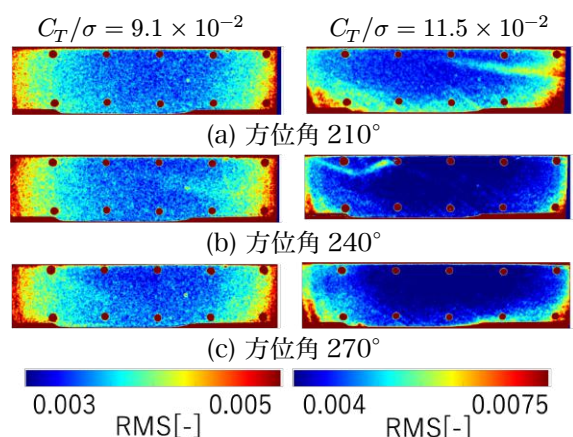


Fig. 13: 後退側 RMS 分布
(前進飛行 $C_T/\sigma = 9.1 \times 10^{-2}, 11.5 \times 10^{-2}$)

また、本実験では Fig. 14 に示すように、ロータのローリングモーメントおよびピッチングモーメントがゼロとなるようサイクリック・ピッチ角が設定されている。これにより、後退側ブレードのサイクリック・ピッチ角が他の方位角に比べて相対的に大きくなる。

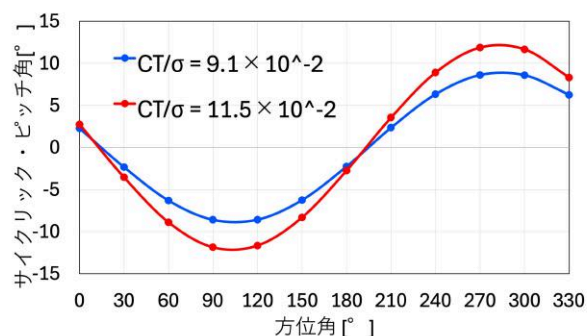


Fig. 14: 方位角毎のサイクリック・ピッチ角

これらの結果より、前進飛行時の後退側での、圧力変動が顕著な領域は、モーメントバランスのための大きなサイクリック・ピッチ角により、流れの剥離が生じている可能性がある。

7. 結言

本研究ではロータブレードの表面圧力分布計測を目指し、PC-PSP で構成される PSP を塗装して、寿命法により圧力を取得した。そして、新たな画像位置合わせ手法を適用し、風洞内の環境温度情報を用いて圧力結果を補正した。その結果、以下の結論を得た。

1. マーカを使用した新たな画像位置合わせ手法により、圧力分布算出の精度が向上し、計算時間も大幅に短縮した。
2. 風洞内の温度とブレード表面が等しいと仮定した環境温度補正により、計測時の風洞内の温度変化の影響を補正し、ブレード方位角ごとの定性的な

圧力分布の取得に成功した。一方で、圧力分布が全領域で大気圧よりも高い結果となり、環境温度補正のみでは圧力推定の精度に限界があるという結果を得た。

3. 前進飛行時、 $C_T/\sigma = 9.1 \times 10^{-2}, 11.5 \times 10^{-2}$ 、方位角 240°付近で特徴的な低圧領域が形成されていることが確認された。さらに、RMS とサイクリック・ピッチ角の結果から、後退側ブレードで流れの剥離が発生している可能性を示した。

今後は、本稿で明らかとなった、環境温度補正では圧力推定の精度に限界があるという課題点を修正するため、実圧校正(in-situ 法)による詳細な圧力値の取得や、感温塗料を用いたブレード表面の正確な温度計測手法の検討を行う必要がある。

謝辞

本研究は、JSPS 科研費(基盤研究(B)、課題番号: 22H01396, 23K22667)の支援を受けたものである。

参考文献

- [1] Y. Tanabe, T. Aoyama, N. Kobiki, M. Sugiyura, R. Miyashita, S. Sunada, K. Kawachi, M. Nagao, “A conceptual study of high speed rotorcraft,” 40th European Rotorcraft Forum, 2014.
- [2] J. Kavandi, J. Callis, M. Gouterman, G. Khalil, D. Wright, E. Green, D. Burns, B. McLachlan, “Luminescent barometry in wind tunnels,” Review of Scientific Instruments, vol. 61, no. 11, pp. 3340–3347, 1990.
- [3] M. M. Ardasheva, L. B. Nevskii, G. E. Pervushin, “Measurement Of Pressure Distribution By Means Of Indicator Coatings,” Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, vol. 26, pp. 469–474, 1985.
- [4] 満尾和徳, 栗田充, 口石茂, 藤井啓介, 渡辺重哉, “JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞における PSP 計測システムの研究開発,” 宇宙航空研究開発機構特別資料, JAXA-SP-07-005, pp. 19–25, 2007.
- [5] M. Kurita, K. Nakakita, K. Mitsuo, S. Watanabe, “Temperature Correction of Pressure-Sensitive Paint for Industrial Wind Tunnel Testing,” Journal of Aircraft, vol. 43, no. 5, pp. 1499–1505, 2006.
- [6] M. Imai, K. Nakakita, M. Kameda, “Random-dot pressure-sensitive paint for time-resolved measurement of deformation and

- surface pressure of transonic wing flutter,” *Experiments in Fluids*, vol. 63, no. 11, 2022, doi: 10.1007/s00348-022-03527-1.
- [7] Z. Donga, Y. Li, L. Jiao, W. Zhang, Y. Liu, D. Peng, “Pressure-sensitive paint integrated with digital image correlation for instantaneous measurement on rotating blades,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 126, 2022, doi: 10.1016/j.ast.2022.107667.
- [8] K. J. Disotell, D. Peng, T. J. Juliano, J. W. Gregory, J. W. Crafton, N. M. Komerath, “Single-shot temperature- and pressure-sensitive paint measurements on an unsteady helicopter blade,” *Experiments in Fluids*, vol. 55, no. 11, 2014, doi: 10.1007/s00348-014-1671-2.
- [9] A. N. Watkins, W. E. Lipford, K. Z. Goodman, J. Crafton, S. Stanfield, N. Rogoschenkov, “Using Pressure Sensitive Paint to Measure Aerodynamic Forces on a Rotor Blade in Hover,” NASA/TM-2018-220093, 2018.
- [10] 浅井圭介, “感圧塗料による圧力分布の計測技術,” *可視化情報学会誌*, vol. 18, no. 69, pp. 97–103, 1988.
- [11] T. J. Juliano, P. Kumar, D. Peng, J. W. Gregory, J. Crafton, S. Fonov, “Single-shot, Lifetime-based Pressure-sensitive paint for rotating blades,” *Measurement Science and Technology*, vol. 22, no. 8, pp. 1–10, 2011.
- [12] Y. Sugioka, D. Numata, K. Asai, S. Koike, K. Nakakita, T. Nakajima, “Polymer/Ceramic Pressure-Sensitive Paint with Reduced Roughness for Unsteady Measurement in Transonic Flow,” *AIAA Journal*, vol. 56, no. 6, pp. 2145–2156, 2018.
- [13] 小曳昇, 田辺安忠, 菅原瑛明, 木村桂大, 杉浦正彦, “JAXA 高速コンパウンド・ヘリ第3次概念模型の空力特性評価試験,” *日本航空宇宙学会論文集*, 69 巻, 6 号, pp. 257–261, 2021.
- [14] 笠井美玖, 小澤雄太, 齋藤勇士, 野々村拓, 浅井圭介, “寿命法によるローターブレード表面の感圧・感温塗料計測,” *可視化情報シンポジウム*, vol. 48, no. 74, 2020.
- [15] J. R. Parker, *Algorithms for Image Processing and Computer Vision*, Wiley, pp. 409–410, 1997.
- [16] H. Yuen, J. Princen, J. Illingworth, J. Kittler, “Comparative study of Hough Transform methods for circle finding,” *Image and Vision Computing*, vol. 8, no. 1, pp. 71–77, 1990.
- [17] S. Albanie, *Euclidean Distance Matrix Trick*, pp. 1–3, 2019.
- [18] S. Umeyama, “Least-Squares Estimation of Transformation Parameters Between Two Point Patterns,” *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, vol. 13, no. 4, pp. 376–380, 1991.