

# ファンの空力計測と着氷試験

## Fan Aerodynamic Measurements and Icing Tests

航空宇宙工学コース

航空エンジン超音速流研究室 1255035 武田 明樹

### 1. 緒言

雨や霧などの液滴が過冷却状態で物体に衝突した際に氷層を形成する現象は着氷と呼ばれ、航空機への着氷は空力性能の低下、計器の異常などを引き起こす可能性がある。航空機ではこれらの着氷対策として、着氷を防ぐ防氷と氷を除去する除氷が行われている<sup>(1)</sup>。

ジェットエンジンの着氷に関しては、主にノーズコーン、ファンブレード、圧縮機などのエンジン入口付近に集中して発生し、成長した氷により空気流路の狭窄・空力性能の低下、回転体の偏心による振動、離脱した氷による下流要素の損傷などが生じる可能性がある。現状の対策として、着氷部位の表面に設置する電熱ヒータ<sup>(2)</sup>や圧縮機後段の高温空気を配管で着氷部位に送るブリードエアシステム<sup>(3)</sup>などがあるが、薄い形状・厳しい強度要求を持つファンブレードに対する防除氷対策は行われていない。

ファンブレードへの着氷対策としては、エネルギー投入を行わない受動的な技術として、スワイプ翼による防氷<sup>(4)</sup>や、防氷コーティング<sup>(5)</sup>が研究されているが、必要な時に積極的に防氷を行うことが出来る能動的な対策技術も必要である。

本研究では、近年ターボファンエンジンのファンブレードに利用されている炭素繊維強化プラスチック(CFRP)に着目した。CFRP 内部に含まれる炭素繊維は導電性であり通電すると抵抗加熱により発熱することから、この特性を利用し、ファンブレード自体を発熱させる新しい防除氷システムを提案している<sup>(6)</sup>。このシステムの利点として、防氷・除氷どちらにも利用可能であること、先述の防氷対策のようなヒータ・配管の取り付けが不要で、電極を取り付けるだけの単純な構造であること、CFRP は線膨張係数が小さく、加熱膨張による形状変化が抑えられることにより、空力性能に与える影響が少ないことなどが挙げられる。

先行研究<sup>(8)</sup>では、風洞内の平板翼 CFRP 供試体に電流を印加した状態で過冷却液滴を噴霧することにより、防氷の効果を検証した。また防氷効果改善を目的として、電極に塗布する導電性接着剤の種類を変更し、発熱温度、および位置をコントロールできること、前縁に電気抵抗値の大きい導電性接着剤を用いることで、主要な着氷部位である前縁の積極的な加熱と高い防氷効果を実現できることを確認した。また、CFRP の通電層選択をすることにより、着氷の多い正圧面側のみを積極的に加熱できることを確認した。

本研究では、先行研究より得られた平板翼 CFRP 供試体の抵抗加熱による防除氷システムの効果を、より実現に近い条件となる回転供試体でも確認する足掛かりとして、動静翼形態での空力計測と、オープンロータ形態、動静翼形態での供試体回転時着氷試験を行った。

### 2. 実験装置

試験で使用した回転供試体を Fig. 1 に示す。この回転供試体の動翼部分は直径 200mm のファンケースに対し、翼端との間隔が 1mm になっており、材質は PLA で 3D プリンタにより製作した。動翼部分及びノーズコーン部分はモータに接

続されており、モータの出力可能最大回転数は 5000rpm である。動翼部分は 2 種類あり、動翼 14 枚から成る「全周翼」と、ファン中心から対角線方向に 3 枚ずつ、計 6 枚の動翼から成る「部分翼」がある。部分翼は、今後防除氷を目的とした電力供給をする際、供給できる電力には限界があり、評価可能なよう通電する翼枚数を減らすことを目的として導入した。通電にはスリップリング<sup>(9)</sup>を使用する予定である。本研究では、全周翼と部分翼の同条件時の着氷重量、着氷形状の違いについても考察した。

試験条件は、ファンケースと動翼翼端側の着氷により動翼が破損する危険を回避するため、Fig. 2 に示す動翼とスピナーの回転部のみに着氷させる「オープンロータ形態」で行った。さらに、オープンロータ形態と着氷特性を比較するため、Fig. 3 に示すノーズコーン、動翼、静翼、ファンケース、ファンケースを支持するストラットダクト、テールコーンから成る「動静翼形態」でも一部の条件で試験を行い、結果を比較した。

動静翼形態では、Fig. 4, Fig. 5 に示す位置で壁圧、流速の計測が可能となっている。

使用したノズルはいけうち製気液 2 流体噴霧ノズル「BIMJ 2002 S303+SPB S303」であり、ノズル先端から 600mm 下流で噴霧幅がファンケース直径の 200mm を超えるものを選定した。また、ノズルに流入する空気圧、水圧を調整することにより、噴霧液滴径を調整した。氷点下環境で噴霧を行うため、ノズル本体と水配管をヒータで加熱しつつ、断熱材のボックス内で噴霧した。

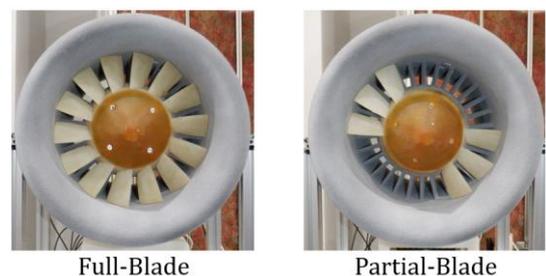


Fig. 1 Photograph of Rotating Fan Rig for Icing Test

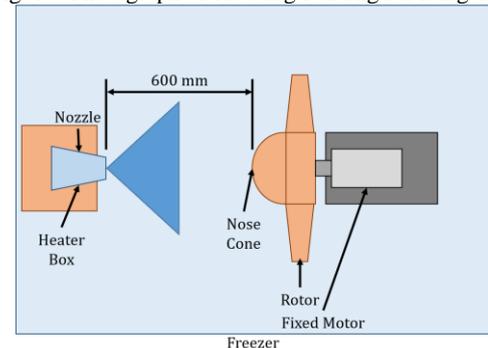


Fig. 2 Schematic of Rotate Icing Test (Open-Rotor Configuration)

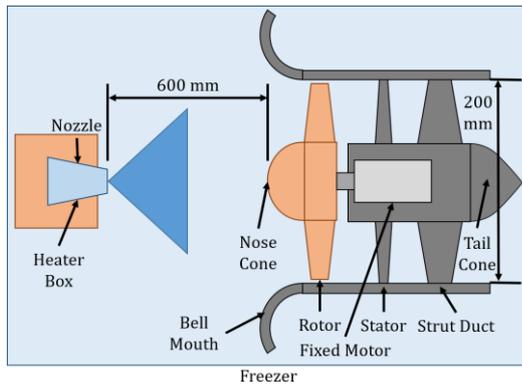


Fig. 3 Schematic of Rotate Icing Test (Rotor-Stator Configuration)

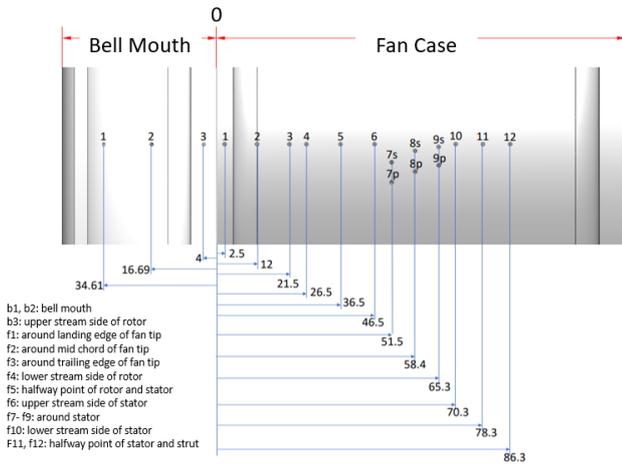


Fig. 4 Pressure Measurement Position

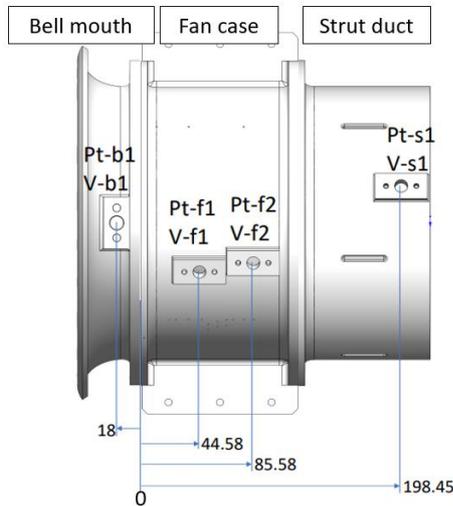


Fig. 5 Velocity Measurement Position

### 3. 動静翼形態での流速・壁圧計測

#### 3.1. 試験方法

Fig. 3 に示す動静翼形態で、Fig.4,5 地点での壁圧、流速（流れ方向ではなく全方向の合成速度）を計測した。試験条件は Table 1 に示す通りで、常温環境で既定回転数に達した後、10 秒間 0.1 秒ずつ、計 100 回計測し、その平均値を使用した。

Table 1 Test Condition of Chapter 3

Rotor	Full, Partial
Number of Rotation [rpm]	3500
Rotation Time [s]	10
Room Temperature [°C]	24

#### 3.2. 結果・考察

Fig. 6 に壁圧、Fig. 7, 8 に全周翼と部分翼それぞれの流速計測結果を示す。Fig. 6 には流速計測位置 b1, f1, f2 の位置も記載した。

Fig. 6 に示すゲージ圧に着目すると、全周翼、部分翼ともに、ベルマウスから動翼上流にかけて負圧となり、動翼直後から正圧となっており、動翼の仕事は行われていることが分かる。また、静翼の正圧面、負圧面でそれぞれ正圧、負圧となっていることから、静翼に沿って流れていることが分かる。全周翼と部分翼の違いとして、ゲージ圧の絶対値の違いがあるが、これは翼枚数による仕事量の違いが原因であると考えられる。

Fig. 7, 8 に示す全周翼と部分翼の流速に着目すると、動翼より上流の位置 b1 の流速は小さく、動翼下流の f1, f2, s1 では流速が大きくなっていることが分かる。このことから、動翼の仕事は行われていることが分かる。一般的に、流速は翼端付近（中心からの距離が 0.1m）に近づくにつれ流速が大きくなっていくことが知られており、全周翼ではその傾向がみられる。しかし、部分翼では動翼上流の位置 b1 以外では、逆に翼根付近の流速が大きくなっていることが分かる。また、全体的に部分翼の流速は全周翼の流速を下回っている。これは、部分翼動翼は翼枚数の少なさから、仕事をしていない区間が多く、時間平均をすると流速の絶対値、特に翼端の流速が小さくなるからだと考えられる。

流速計測結果 Fig.7, 8 をもとに動翼の翼根から翼端での Stokes 数を算出した。Table1 に示す。Stokes 数  $Stk$  は粒子に働く力の比を表し、大きいほど慣性の影響が大きいことを表す。粒子の密度  $[\text{kg}/\text{m}^3]$  を  $\rho_p$ 、粒子の直径  $[\text{m}]$   $d$  を、流れの代表速さ  $[\text{m}/\text{s}]$  を  $U$ 、流体の粘性  $[\text{kg}/(\text{m}\cdot\text{s})]$  を  $\mu$ 、流れの代表長さ  $[\text{m}]$  を  $L$  とすると、式(1)で表される。

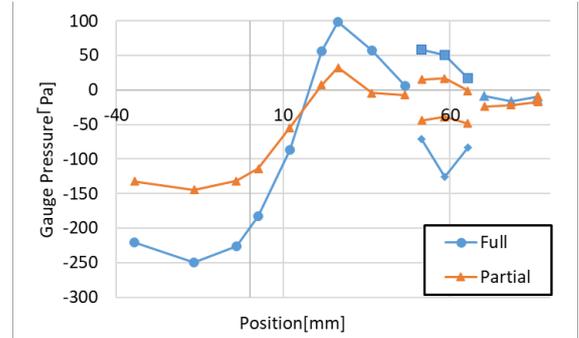


Fig. 6 Gauge Pressure on each position (N=3500rpm)

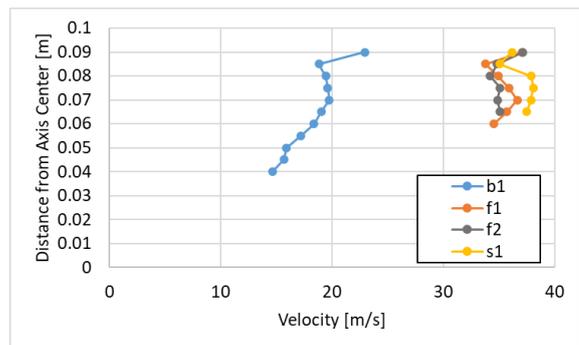


Fig. 7 Velocity on each position (Full, N=3500rpm)

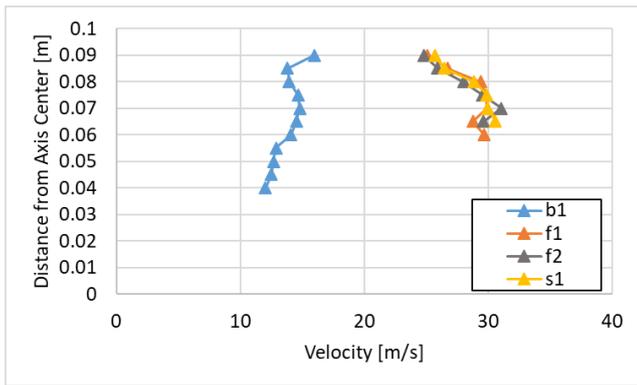


Fig. 8 Velocity on each position (Partial, N=3500rpm)

$$Stk = \frac{\rho_p d^2 U}{18\mu L} \quad (1)$$

Table 2 Stokes Number of Rotor on Position b1

Rotor	N[rpm]	Stokes Number
Full	3500	5.22 - 9.43 [ $\times 10^{-3}$ ]
Partial		18.3 - 33.2 [ $\times 10^{-3}$ ]

#### 4. 液滴径による着氷特性

液滴径が着氷特性に与える影響を調査した。またその結果から部分翼も今後の防除氷試験に使用できるか考察した。

##### 4.1. 試験方法

Fig. 2 に示すオープンロータ形態で着氷試験を行った。試験条件は Table 3 に示す通りで、噴霧流量は 3L/h、液滴径 (Median Volume Diameter) は 17, 33 $\mu$ m、回転数は 3500rpm で試験を行った。冷凍庫冷凍庫の室温が目標温度以下になったことを確認した後モータの回転を開始し、既定回転数に達した後噴霧を開始した。Table 3 には全試験ケース試験開始時の室温平均を記載している。試験ケースを Table 4 に示す。噴霧終了後、モータから動翼、ノーズコーンを取り外し着氷形状を撮影、動翼のみの重量を計測した。1枚当たりの着氷重量は、着氷前後の動翼重量の差から全氷重量を算出した後、動翼以外にはほぼ着氷していないことから、動翼枚数 (全周翼: 14枚 部分翼: 6枚) で全体の氷重量を割ることにより算出した。

Table 3 Test Condition of Chapter 3

Rotor	Full, Partial
Droplet Flow Rate [L/h]	3
Median Volume Diameter [ $\mu$ m]	17, 33
Number of Rotation [rpm]	3500
Spraying Time [s]	60
Room Temperature [ $^{\circ}$ C]	-18.5

Table 4 Test Cases of Chapter3

Rotor	MVD [ $\mu$ m]	Case
Full	17	4A
	33	4B
Partial	17	4C
	33	4D

##### 4.2. 結果・考察

Fig. 9 に Table 4 の条件それぞれの着氷形状 (動翼 3 枚分の正圧面側, 負圧面側, 中央の動翼 1 枚分の前縁), Fig. 10 に動翼 1 枚当たりの着氷重量を示す。

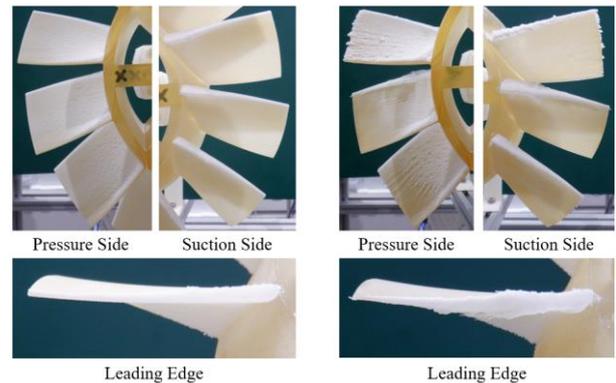
全周翼 (Case 4A, 4C) の前縁に着目すると、翼根から翼端にかけて着氷しており、特に翼根側の着氷量が多いことが分かる。

正圧面側, 負圧面側に着目すると、画角内の 3 枚の動翼への着氷は均等であることが分かる。着氷の特徴としては、正圧面側は翼根から翼端にかけて全体的に着氷し、特に翼根の後縁側に多く着氷している。逆に負圧面側にはほとんど着氷しない。

部分翼 (Case 4B, 4D) の前縁, 負圧面側に着目すると、全周翼の前縁に対し着氷量が多くなっていることが分かる。これは、流速結果 Fig. 7, 8 より部分翼は軸方向の流速が全周翼よりも小さく、相対的に粒子分布の密度が大きくなりより多く着氷していると考えられる。正圧面側, 負圧面側に着目すると、着氷形状が画角内の 3 枚で異なることが分かる。これは部分翼であるため、中央に対し両サイドの動翼は、片側の隣合う動翼がなく、翼間流れが発生しないため、液滴がそのまま接触し、結果として着氷量が多くなってしまっていると考えられる。さらに接触時に液滴が重なり液膜化することにより、周方向に伸びる線状のランバック着氷 (衝突時には着氷せず後方に伸びる着氷) が発生していると考えられる。また、外側の動翼の正圧面側でもランバック着氷が確認でき、それにより翼端側の着氷量が多くなっている。それに対し中央の動翼は、着氷による前縁剥離によって正圧面側翼端付近の着氷量が少なくなっているが、両サイドに動翼があるため、比較的全周翼と似た着氷となっている。

Fig. 10 の着氷重量を見ると、部分翼の着氷重量が全周翼の着氷重量を上回る結果となった。これは前述のとおり部分翼の前縁側, 中央に対し両サイドの翼の着氷が多くなっており、それらを含めて平均化したことが原因と考えられる。液滴径の違いに着目すると、液滴径の大きい条件では、小さい条件に比べ、正圧面側, 前縁の着氷量が多くなっており、より透明な着氷となっていることが分かる。これは、液滴径の違いにより、氷が霧氷から雨水に変化しつつあることが原因と考えられ、着氷重量も大きくなっている。さらに Table 1 に示す通り液滴径が大きいほど慣性の影響が大きくなり、翼面に沿って流れずその場で着氷してしまう結果、大きい液滴径条件のほうで着氷重量が増えたと考えられる。

部分翼を今後の防除氷試験に使用できるかについて、中央の動翼では、一部着氷の傾向は異なるものの、中央の動翼であれば防除氷試験に使用できるのではないかと考えられる。



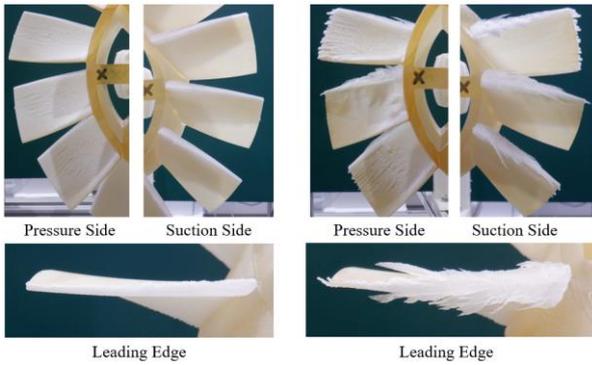


Fig. 9 Ice Shape on Rotor  
Upper Left: Case 4A Upper Right: 4C  
Lower Left: Case 4B Lower Right: 4D

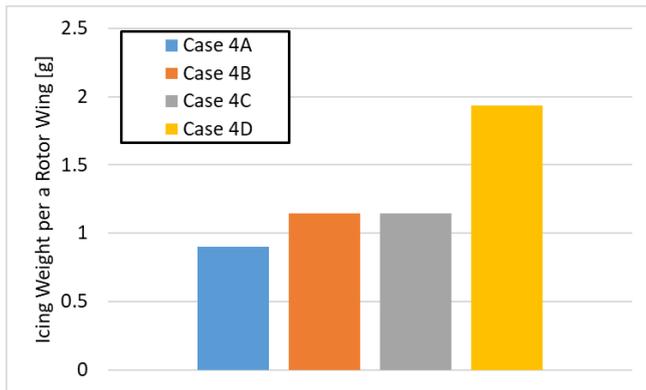


Fig. 10 Ice Weight per a Rotor Blade

## 5. 噴霧時間による着氷特性

噴霧時間が着氷特性に与える影響を調査した。

### 5.1. 試験方法

Fig. 2 に示すオープンロータ形態で試験を行った。試験条件を Table 5, 試験ケースを Table 6 に示す。モータ回転数はモータの最大出力可能トルクと、氷のシェディング（堆積した氷が遠心力等により離脱する現象）を考慮し、全周翼では 4000rpm, 部分翼では 4500rpm とした。大規模なシェディングが起こった条件では、離脱した氷を回収し着氷重量に加えた。試験方法は 4 章と同様である。

Table 5 Test Condition of Chapter 5

Rotor	Full	Partial
Droplet Flow Rate [L/h]	3	
Median Volume Diameter [ $\mu\text{m}$ ]	17	
Number of Rotation [rpm]	4000	4500
Spraying Time [s]	45, 60, 90	
Room Temperature [ $^{\circ}\text{C}$ ]	-18.5	

Table 6 Test Cases of Chapter 5

Rotor	MVD [ $\mu\text{m}$ ]	N [rpm]	Case
Full	17	4000	5A
Partial		4500	5B

### 5.2. 結果・考察

Fig. 11 に全周翼, 4000rpm, 部分翼 4500rpm それぞれの噴霧時間 45, 90s での着氷形状, Fig. 12 に動翼 1 枚当たりの着氷重量を示す。

着氷形状に着目すると、全体的に着氷量が増加しているのが確認できる。また、90s の前縁では Fig. 11 に示すように最

も着氷量の多い部分翼の 90s 噴霧条件で氷の大規模なシェディングが確認された。これは遠心力の影響が大きくなってきたことが原因と思われる。

Fig. 12 に示す着氷重量を見ると、全体としては噴霧時間を増やすと着氷重量は増加するが、単純増加ではなく着氷重量の減少や急激な増加が確認できる。Fig. 9 の全周翼 90s 噴霧時などの着氷形状と合わせて考えると、特に着氷量の多い前縁の氷が複雑な形状に成長しているのは、シェディングと再着氷を繰り返すことが原因であり、結果として重量の増減が起こっていると考えられる。

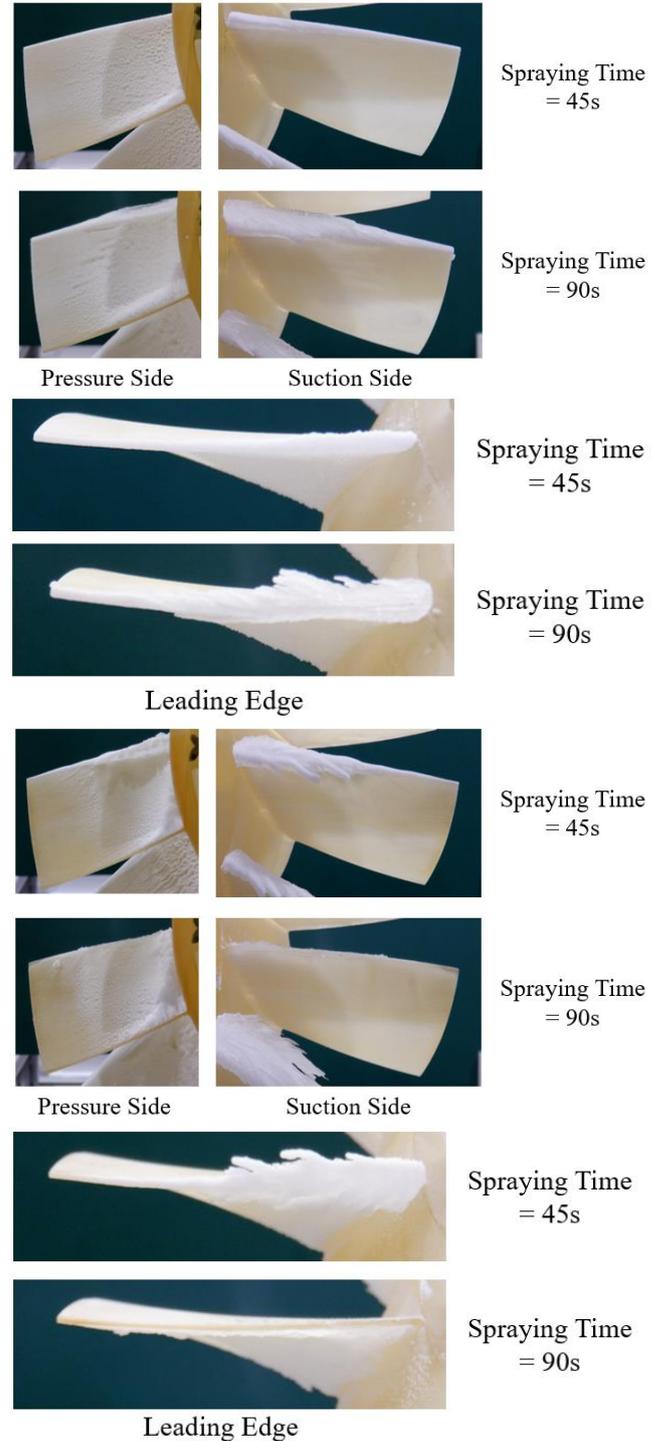


Fig. 11 Ice Shape on Rotor Changing Spraying Time  
(Upper: Case 5A Lower: Case 5B)

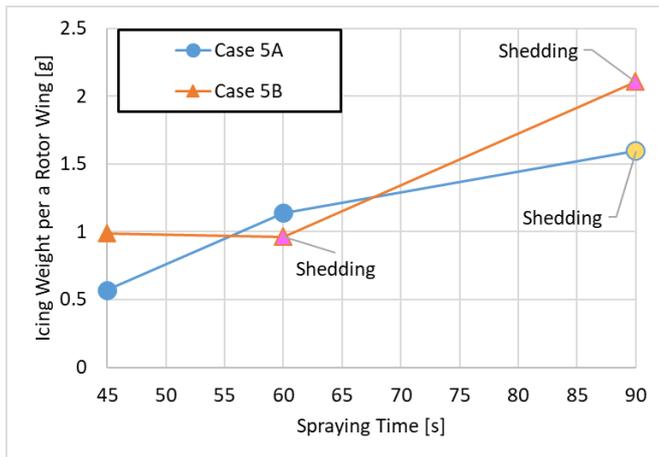


Fig. 12 Time Development of Ice Shape on Rotor Blade

## 6. 回転数による着氷特性

回転数が着氷特性に与える影響を調査した。

### 6.1. 試験方法

Fig. 2 に示すオープンロータ形態で試験を行った。試験条件を Table 7, 試験ケースを Table 8 に示す。試験方法は 4 章と同様である。

Table 7 Test Condition of Chapter 6

Rotor	Full	Partial
Droplet Flow Rate [L/h]	3	
Median Volume Diameter [ $\mu\text{m}$ ]	17, 33	
Number of Rotation [rpm]	3000-4000	3500-5000
Spraying Time [s]	60	
Room Temperature [ $^{\circ}\text{C}$ ]	-18.5	

Table 8 Test Cases of Chapter 6

Rotor	MVD [ $\mu\text{m}$ ]	Case
Full	17	6A
	33	6B
Partial	17	6C
	33	6D

### 6.2. 結果・考察

Fig. 13 に Case6C の回転数が 3500, 5000rpm それぞれの着氷形状, Fig. 14 に動翼 1 枚当たりの着氷重量を示す。

Fig. 13 に着目すると, 正圧面側, 負圧面側では回転数による着氷形状の大きな変化は見られない。しかし, 前縁側では複雑な氷の成長が見える。また, Fig. 14 の着氷重量でも回転数の増加により着氷重量が変わっていないことから, 細かいシェディングと氷の再成長を繰り返していると考えられる。

Fig. 13 の部分翼, 液滴径 MVD=33 $\mu\text{m}$ , 4500rpm の条件で, 大規模なシェディングが発生した。

Fig 14 の条件 6D, 回転数 4500rpm の条件で, 大規模なシェディングが発生した。これは, 部分翼による前縁の集中的な着氷によって, 氷が急激に成長したために起こったと考えられる。

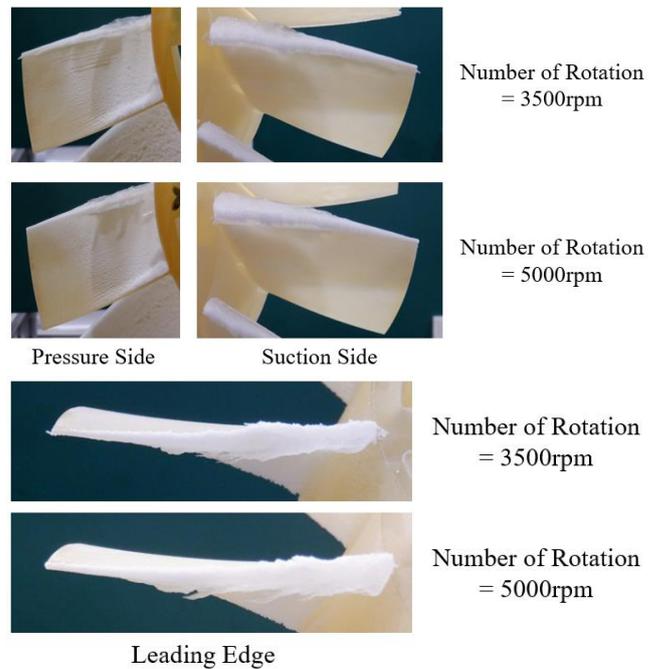


Fig. 13 Ice Shape on Rotor Changing Number of Rotations (Case 6C)

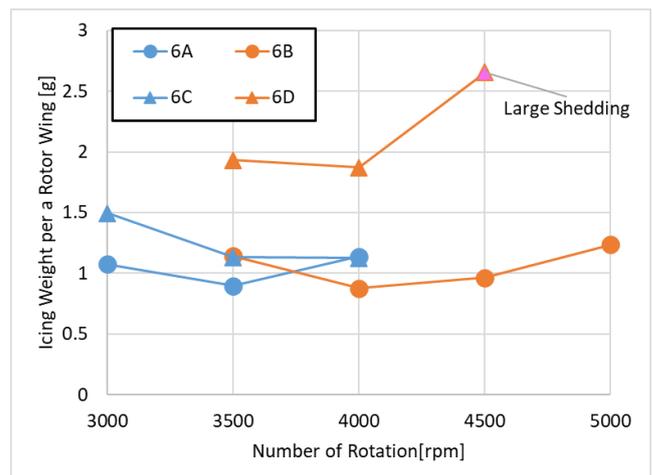


Fig. 14 Ice Weight per a Rotor Blade Changing Number of Rotation

## 7. オープンロータ・動静翼形態による着氷特性

オープンロータ形態と動静翼形態の違いが着氷特性に与える影響を調査した。

### 7.1. 試験方法

Fig. 2 に示すオープンロータ形態と Fig. 3 に示す動静翼形態で試験を行った。試験条件を Table 9, 試験ケースを Table 10 に示す。試験方法は 4 章と同様である。

Table 9 Test Condition of Chapter 7

Rotor	Full	Partial
Droplet Flow Rate [L/h]	3	
Median Volume Diameter [ $\mu\text{m}$ ]	17	
Number of Rotation [rpm]	3000-4000	3500-5000
Spraying Time [s]	60	
Room Temperature [ $^{\circ}\text{C}$ ]	-18.5	

Table 10 Test Cases of Chapter 7

Configuration	Rotor	Case
Open Rotor	Full	7A
	Partial	7B
Rotor-Stator	Full	7C
	Partial	7D

## 7.2. 結果・考察

Fig. 15 に回転数 5000rpm 時の Case 7B, 7D それぞれの着氷形状, Fig. 16 に動翼 1 枚当たりの着氷重量を示す. 着氷形状に着目すると, 動静翼形態は前縁, 正圧面ともに翼根側に着氷が集中していることが分かる. これは, ファンケースの有無により, オープンロータ形態では動翼が吸い込む空気は周方向に流れてしまうことが原因であると考えられる.

着氷重量では, 全周翼, 部分翼に共通する傾向が見られなかった. 他条件でも着氷重量が 1g を超えたあたりからシェディングの効果で着氷重量が増減する傾向が見て取れるので, シェディングが起こらない条件で, 試行回数を増やし確認を行う必要がある.

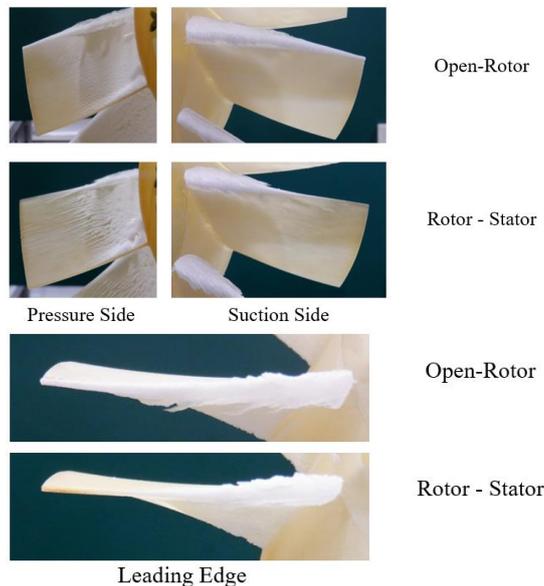


Fig. 15 Ice Shape on Rotor Changing Rotor Configuration (5000rpm, Case 7B, 7D)

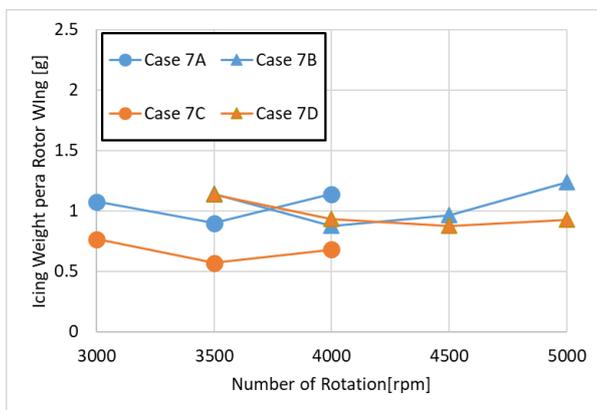


Fig. 16 Ice Weight per a Rotor Blade Changing Rotor Configuration

## 8. 結言

回転供試体を用いた電熱防除氷システム検証に向けた基礎データ取得のため, 回転供試体の空力計測, 着氷試験を行った. 得られた知見は以下のとおりである.

- 1) 全周翼, 部分翼ともにファンの仕事は行われていることを確認した. 部分翼では翼端付近で仕事量が低下し速度の低下が起こっていると考えられる.
- 2) 全体的な着氷形状の傾向はおおよそ一致し, 部分翼は今後の防除氷試験に使用できると考えられる. ただし, 部分翼の評価対象となる中央の翼以外では, 全周翼と異なる部分があった. 全周翼と部分翼は, 前縁の着氷量は部分翼が多く, 正圧面側は全周翼が多く, 1 枚当たりの着氷重量では部分翼が重い結果となった.
- 3) 液滴径を大きくすると, Stokes 数の関係から慣性の影響が大きくなり, 着氷量が増加した.
- 4) 液滴の噴霧時間を増加することで, 着氷重量は増加するが, 一定以上の重量になるとシェディングが発生する.
- 5) モータの回転数を増加することでは, 着氷重量に大きな影響はなかった. これは細かなシェディングが起こっているからだと考えられる. ただし, 高回転数では遠心力の影響を大きく受け, 大規模なシェディングが確認された.
- 6) 動静翼形態の着氷形状は, オープンロータ形態と比較し翼根側に着氷が集中した.

## 謝辞

本試験結果は宇宙航空研究開発機構が所有する着氷実験設備を利用し得られたものである. 受諾指導学生として受け入れてくださいました水野拓哉様, 鈴木正也様, 谷和夫様をはじめ, 職員の皆様には, 多大なるご指導と知識を頂戴し感謝申し上げます.

また, 著者の指導教官である野崎理教授, 荻野要介講師には, 研究活動のうえで多くのご指導をいただき感謝申し上げます.

## 参考文献

- (1) BAE Systems, Think Ice! Icing Awareness for BAE Systems Regional Aircraft Operators, (2014).
- (2) Rolls Royce, The Jet Engine (1996), England, 13: Ice protection, p. 150.
- (3) Rolls Royce, The Jet Engine (1996), England, 13: Ice protection, pp. 147-149.
- (4) Yagi, T., Fukudome, K., Yamamoto, M., Mizuno, T., Kazawa, J., Suzuki, M., Numerical Investigation of Passive Anti-Icing Technology using Sweep for Fan Rotor Blade, Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2019, IGTC-2019-201 (2019).
- (5) GE Reports, Breaking the Ice: GE Global Research Scientists Achieve New Anti-Icing Breakthrough With Nanotechnology, <https://www.ge.com/news/reports/breaking-the-ice-ge-global-research-scientists>
- (6) 米国特許 Patent No. :US11, 396, 844 B2
- (7) 岩間輝佳, “着氷風洞を用いた CFRP 電熱防除氷システムの加熱手法の検討”, 高知工科大学修士論文, 2021
- (8) 西山和希, “通電層選択による CFRP 電熱防氷の効率化”, 高知工科大学修士論文, 2022
- (9) スリップリングとは <https://slipring-japan.com/Slipring.html>