

# ファン出口案内翼(FEGV)の CFRP 電熱による防水試験

## Anti-Icing Tests of a CFRP Electrically Heated Fan Exit Guide Vane (FEGV)

航空宇宙工学コース

ものづくり先端技術研究室 田村 風太

### 1. 緒言

航空機は運用中に過冷却液滴の衝突による着氷を避けることができず、これは飛行安全および運航効率に重大な影響を及ぼすため、各部位には氷の付着を防ぐ防水および付着した氷を除去する除氷システムが不可欠である。特にジェットエンジンではこれまでに、入口部に防除氷技術が適用されている<sup>(1)</sup>一方、回転体であるファンブレードに対する有効な防除氷技術は未だ実用化されていない。この課題に対し、近年ファンブレード材料として使用が進む CFRP の導電性に着目し、通電による抵抗加熱で翼自体を発熱させる CFRP 電熱防除氷技術が提案されている。<sup>(2)</sup>本方式は構造が比較的簡易であり、空力性能への影響が小さく、迅速な温度上昇が可能である点に特徴を有する。さらに先行研究では、実機 FEGV と同一構造の翼を用い、導電性接着剤の塗布範囲の違いによる発熱特性および防水性能の差が確認されている。

先行研究<sup>(3)</sup>では、実機の FEGV (Fan Exit Guide Vane) と同一の CFRP 積層構造、コード長を有する翼を用いて、定電圧による発熱温度確認と防水範囲および防水効果の違いを確認した。

本研究では、供給される発熱量を一定に維持できる定電力により評価することにより、先行研究の内容では明らかにできなかった、前縁の防水に必要な電力値や、翼面全体が発熱する電力値を求めることで、それぞれの翼に対する必要な電力値を評価し、防水効果の上昇を目指すという目的で行う。

そのための方法として、先行研究と同様の翼を用いて、1 枚の翼を流れ場に設置し、試験を行う。発熱試験の結果より防水に必要な電力値を推測し、その値を着氷試験、防水試験で投入した結果により防水効果を算出する。

### 2. FEGV 防水試験

#### 2.1 試験装置および供試体

寒冷気流中での防水試験を行うための試験装置の概略を図 1 に示す。水噴霧胴(図 1 Spray Tunnel)には、液圧と空気圧の調整により噴霧流量と液滴径を変更できる気液二相流体ノズルを備えている。冷凍機(図 1 Freezing Room)によって $-10^{\circ}\text{C}$ の主流温度に維持し、ノズルから噴霧された液滴がブロー(図 1 Blower)の作り出す寒冷気流によって過冷却状態となり、供試体(図 1 Test Section)に衝突することで着氷現象を再現する。

本試験で使用した CFRP 製供試体を図 2 に示す。供試体前縁には実翼同様の Ti 製のシーすを取り付け、翼のスパン方向の両端面には、電力を供給するために、厚さ 1 mm の銅板を接着する。接着には発熱効果も得られる導電性接着剤を用いており、シーすの接着には藤倉化成社製の導電性接着剤 FA-705BN、銅板と CFRP 供試体およびシーすとの接着には、同社のドータイト XA-874 を使用した。また、電源線に取り付けた丸端子と銅板をボルト締めすることで通電を行い、銅板と接着剤、接着剤と CFRP 製翼供試体およびシーすという流れで電力が供給される。CFRP 供試体は、スパン方向に炭素繊維が配合されているため、電流が流れる仕組みである。

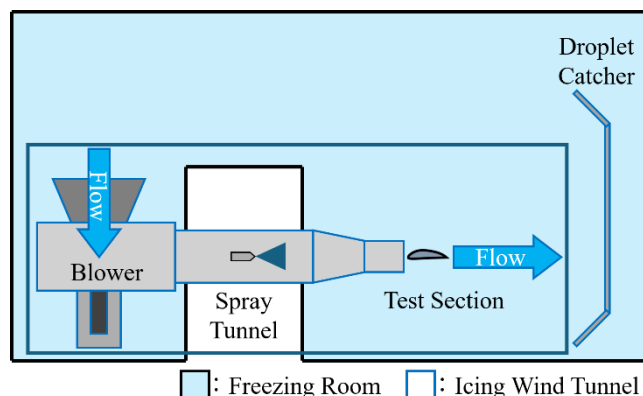


Fig. 1 Test Environment<sup>(3)</sup>

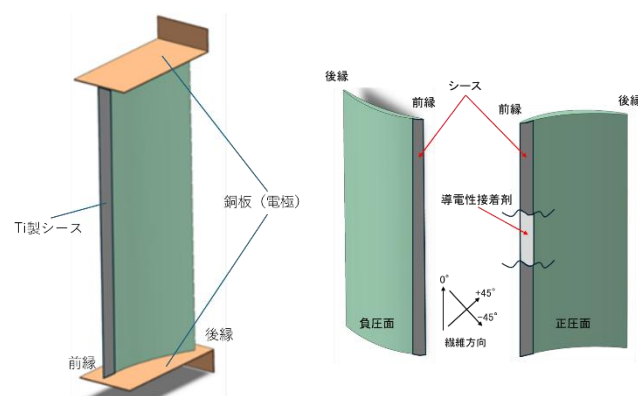


Fig. 2 CFRP Wing Specimen

#### 2.2 試験条件

発熱部位の違いによる防水効果および必要電力の特性を比較・評価するため、図 3 に示す翼スパン方向端面の導電性接着剤の塗布範囲の異なる 2 種類の翼を用いて試験を行った。試験条件を表 1 に示す。全体加熱翼では噴霧液滴の粒径違いによる着氷形状の違いを比較するために、粒径が  $35\mu\text{m}$  と  $20\mu\text{m}$  の 2 試験区で計測を行った。印加電力値は前縁集中加熱翼と全体加熱翼で異なるが、着氷状態の比較のために 100W については両実験とも行った。試験は 1 印加電力値につき 3 回行った。また、防水効果  $e$  [%] の算出には式(1)を用いた。 $M_{ice}$  はヒーティングなしの条件 (0W) の着氷重量、 $M_{anti-ice}$  はヒーティング条件の着氷重量である。

$$e = \left(1 - \frac{M_{anti-ice}}{M_{ice}}\right) \times 100 \quad (1)$$

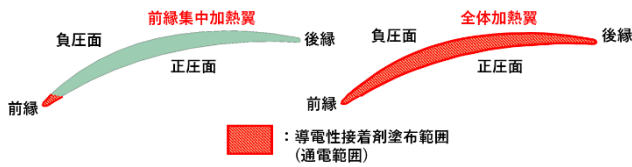


Fig. 3 Two Types of Conductive Adhesive Application Area

Table 1 Conditions of Anti-Icing Test

Type of Wing	Leading-Edge Heated	Fully Heated
Wind Speed [m/s]	40	40
Median Volume Diameter [ $\mu\text{m}$ ]	35	20,35
Spraying Time [s]	180	180
Input Power [W]	50,60,80,100	100,280,300,320
Pre-Heat Time [s]	180	180
Mainstream Temperature [ $^{\circ}\text{C}$ ]	-10	-10

### 2.3 試験結果と考察

2種の翼の試験結果を図4に示す。ただし、前縁集中加熱翼と全体加熱翼では、印加電力および発熱面積が異なるので比較するにあたり、発熱する単位面積当たりの電力と防氷効果の関係で評価した。グラフのプロットが左上に位置するほど、発熱する単位面積当たりの防氷効果が高く、電力効率が良いと言える。なお、前縁集中加熱翼の発熱面積は5080  $\text{mm}^2$ 、全体加熱翼の発熱面積は $2.4 \times 10^5 \text{mm}^2$ である。

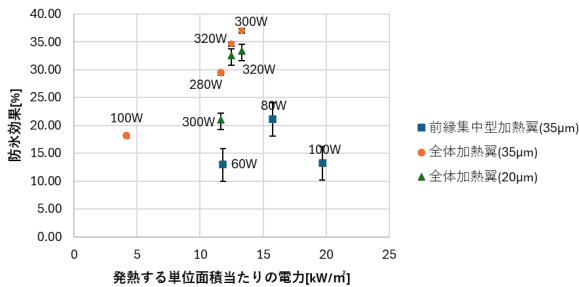


Fig. 4 Anti-Icing Effectiveness vs. Input power per Unit Heated Area

防氷効果が最も高かった条件は、全体加熱翼において粒径35  $\mu\text{m}$  条件で300 Wを印加した場合であり、次いで同条件の320 W印加時であった。この結果より、印加電力を単純に増加させれば防氷効果が向上するわけではなく、最適な電力条件が存在することが示された。

全体加熱翼は翼面全体を加熱対象とするため、前縁集中加熱翼よりも大きな電力を要するものの、発熱単位面積当たりの電力を基準に評価すると、より高い防氷効果を示し、電力利用効率の面で優れていることが確認された。

また、全体加熱翼における粒径35  $\mu\text{m}$  条件と20  $\mu\text{m}$  条件を比較すると、20  $\mu\text{m}$  条件では防氷効果が相対的に低かった。これは、もとの着氷量が少ないため、加熱による減少量も小さく、結果として防氷効果の評価値が低くなったためと考えられる。

前縁集中加熱翼における50Wと60W電力印加時の試験結果を図5に示す。50Wと60Wの前縁の着氷状態を比較すると、前縁の防氷は60W以上で成功すると考えられる。

しかし、60Wから80Wで上昇した防氷効果は80Wから100Wで低下している。これについて考察すると、100Wでは前縁付近

で衝突した液滴が翼面上を後縁側まで流れた後に、後縁付近より液滴が飛散することなく凍結し着氷し、着氷重量が増加したと考えられる。

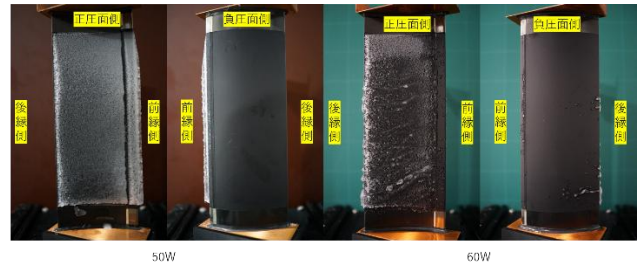


Fig. 5 Anti-icing Test at 50 W and 60 W using Leading-Edge Heated Wing

実験の中で最も高い電力を印加したにも関わらず、防氷効果が最も高い結果とならなかった例として、図6に無通電時および320W印加時における粒径35  $\mu\text{m}$ の条件での着氷状況を示す。ミッドコード付近まで防氷が達成されている一方で、後縁側には突起状の着氷が多く形成された。これは、前縁および翼表面で凍結しなかった液滴が流れ、後縁付近で凍結したためである。また、負圧面側の後縁側からミッドコード付近までに着氷が見られた。これについて考察すると、正圧面側の翼後縁に到達した液滴が、より圧力の低い負圧面側に引っ張られ、さらに流れが剥離していることで、流体の流れに逆らって液滴が翼面を伝い着氷したと考えられる。

#### Anti-Ice OFF

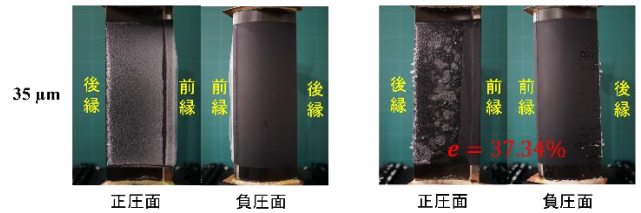


Fig. 6 Anti-icing Test at 0 W and 320 W under different Droplet Diameters

### 3. 結言

本研究で実施したFEGVの防氷試験より、前縁集中加熱翼では約60 Wの印加電力で前縁部の防氷が可能であることが確認された。一方、より高い防氷効果を得るためには翼面全体を加熱することが有効であり、必要電力は増加するものの、発熱単位面積当たりの防氷効果は全体加熱翼の方が高いことが示された。しかし、翼面全体を加熱した場合でも、前縁で衝突した液滴が後縁側や負圧面側へ流下して着氷することがわかり、防氷効果が低下する傾向が確認された。この着氷を抑制するために、今後は、シーに供給される電力の一部を翼面側へ適切に配分することで、さらなる防氷性能の向上が期待される。

### 参考文献

- (1) Rolls Royce, The Jet Engine (1996), England, 13: Ice protection.
- (2) 水野拓哉, 谷和夫, 北條正弘, 鈴木正也, ファンブレード, エンジン及び防氷・除氷機能付き構造体, 特許第7500118号, (2024).
- (3) 横山貴大, CFRP 電熱技術を適用した小型回転翼およびFEGV実スケール翼の防氷効果検証  
Verification of Anti-Icing Effect on Small Rotor Blades and Actual Scale FEGV by Electro-Thermal Technology.