Experimental Research of Electro- Thermal Effect on CFRP Anti-/ De- Icing Systems in Icing Wind Tunnel

知能機械システム工学コース

航空エンジン超音速流研究室 1225003 有賀 寛純

1. 緒言

着氷とは、空気中の過冷却状態の液滴が物体に衝突し、氷 を形成する現象である.航空機においては、ピトー管、翼の 前縁、ウィンドシールド、エンジン等で発生しやすいことが 知られており、氷を付きにくくするための防氷および、発生 した氷を取り除くための除氷が各部で行われている.

本研究では、ジェットエンジンの着氷に着目した.航空機 用ジェットエンジンにおいては、ノーズコーンやファンブレ ード、圧縮機等、エンジン入口側で着氷が発生する.着氷に 起因する問題として、発生した氷により空気流路の狭窄や空 力性能の低下、回転体の重心が偏心し振動が発生する事等が 挙げられる.また、機体に付着した氷の剥離、遠心力による ノーズコーンやファンブレードに堆積した氷の剥離により、 離脱した氷塊がファン内部構造に衝突・損傷を与えることな どがある.このため、航空機用ジェットエンジンは定められ た着氷環境下でエンジン運転試験を実施し、安全に運転が継 続できることを証明することが義務付けられており、我が国 においては航空法第3章第10条において規定されている.

現在行われているジェットエンジンの防除氷としては, 圧 縮機で得られる高温空気の抽気(ブリードエア)を利用した システムがある.これは配管を利用して圧縮機から高温空気 を流すことで氷を融かす仕組みである.ファンブレードも着 氷が発生する箇所ではあるが,薄い形状や厳しい強度要求の ため,構造的に配管等を設置できないという問題があり実機 エンジンでは防除氷対策は行われていない.

エンジンファンの防除氷対策として和田ら⁽¹⁾, 八木ら⁽²⁾に よるスイープ翼形状による防氷技術や, GE 社による防氷コ ーティング技術⁽³⁾等の研究が行われている.しかし,スイー プ翼については要素技術の研究にとどまっており,コーティ ングについては耐久性に課題があり,実運用に至っていない. また,これらはいずれも受動的な防氷技術であり,確実な対 策として能動的な防除氷技術も必要である.

この課題に対し,近年のジェットエンジンにおいて燃費向 上や軽量化のために炭素繊維強化プラスチック(CFRP)が使 用されていることに着目した.CFRPは炭素を多く含むため, 電流を流すと発熱する特性がある.これまでの研究では,こ の発熱を利用した非破壊検査手法⁽⁴⁾や CFRP の電気発熱特性 の研究⁽⁵⁾等が行われてきたが,本研究では CFRP 製ファンブ レードを抵抗加熱することによる,新しい防除氷システムの 可能性を評価した.この防除氷システムの構成は,前縁と後 縁にそれぞれ電極を配置し,電流を印加することで CFRP 本 体を発熱させるものである.このシステムは防氷・除氷の両 方に利用可能である事,CFRP の線膨張係数が非常に小さい ⁽⁰⁾ため,加熱膨張によるファン形状の変化がほぼ無視するこ とができ,空力面において優位である事等が利点である.

和田^のによる先行研究では,静止した CFRP 試験片に対し て過冷却液滴を噴霧し,防除氷に効果的な発熱を行える条件 を示した.本研究では先行研究の条件に加え,外部流が存在 する環境でCFRP 電熱防除氷システムの有効性を評価するこ とを目的とした.特に,外部流環境下での試験を実現するた めの着氷風洞設備の構築と,当該設備を用いた CFRP 電熱防 氷の特性と課題を明らかにした.

2. 試験装置及び試験条件

2.1 試験装置

外部流環境下で防除氷試験を実施するため,図1に示す着 氷風洞設備を構築した.これは、200×200 [mm]の吹き出し ロの下流に開放型テストセクションを持つ小型風洞が冷凍 庫内に設置されており、冷凍機によって設備全体を-10℃以 下に維持した上で、微細な液滴の噴霧が可能な噴霧ノズルを 備えている.使用した噴霧ノズルは、液圧と空気圧の調整に より液滴径と流量を変えることが可能な気液二相流体ノズ ルである.



Fig. 1 Icing Wind Tunnel and Refrigeration Room (3D Model)

2.2 試験供試体

図2に防氷試験で使用したCFRP試験片を示す. 左側は写 真,右側はその構成の模式図である. 試験片には,前縁と後 縁の翼スパン中央に導電性塗料を塗布した上で,導線(銅箔) を配置して電流を印加した.

CFRP 電熱防氷との比較のためニクロム箔を設置した防氷 試験を実施した.供試体の写真を図3に示す.本体はアルミ ニウム製であり,ニクロム箔は前縁に設置し,これにより前 縁全体を加熱した.



Fig. 2 CFRP Test Piece



Fig. 3 Aluminum Test Piece with Ni-Cr Foil

2.3 試験方法

CFRP 防氷試験では,図2 で示した CFRP 試験片を-10℃ 寒冷気流中に固定した.気流および環境温度が-10℃ に到達 後に電流を印加し,試験片温度が定常になるまで1分半加熱 した.その状態で噴霧を開始し,着氷の傾向を観察した.

ニクロム箔を用いた試験は,図3で示した試験片を用いて CFRP防氷試験と同様に実施し,噴霧中は着氷の傾向観察に 加え,ニクロム箔表面温度と熱流束の測定を行った.

2.4 計測方法

気流温度は噴霧洞 (Spray Tunnel) 内に設置した熱電対, 試 験環境温度は庫内に設置した熱電対を用いてそれぞれ取得 した.またテストセクションでの主流速度は噴霧洞内に設置 されたピトー管によって計測した.

試験片温度の観察はテストセクション横に設置したサー モカメラで行った.ニクロム箔を用いた試験では,熱流束セ ンサと細線熱電対をミッドスパンに配置した.

防氷効果の評価には着氷重量を利用した. 試験開始前にあ らかじめ試験片の重量を計測した上で, 噴霧終了後に氷の付 着した供試体の重量を計測し, 氷が付く前後の重量の差から 着氷重量を求めた.

2.5 試験条件

外部流の条件については本風洞設備の性能を基に, 20, 30, 40 m/s の三条件を採用した.

液滴径は,実エンジンの防氷性能試験⁽⁸⁾⁽⁹⁾で定められてい る液滴径範囲を満たす 15 μm と 29 μm を採用した.表1にこ の条件を実現するための噴霧ノズルの設定条件を示す.噴霧 時間は流速と液滴径によらず,供試体周りを通過する液滴質 量を同一にする時間を設定した.

印加電流値は予備試験によってCFRPに印加する最大値を 定め、最大値を起点に10Wずつ投入電力を下げ、最終的に 防氷ができなくなるまで範囲までに設定した.ニクロム箔を 用いた試験ではCFRPよりも大きなエネルギーを投入し、前 縁が完全に防氷される条件とした.

Table 1	Spray	Condition
---------	-------	-----------

Airflow Speed [m/s]	Dropret Diameter [µm]	Air Pressure [kPa]	Water Pressure [kPa]	Spray Time [sec]
20	15 29	350 165	187 80	60
30	15 29	350 150	187 74	90
40	15 29	300 125	160 63	120

結果と考察

まず,最大の電流値を印加して液滴噴霧前のヒーティング を行っている時の状態を図4に示す.発熱は導電性塗料を塗 布した範囲で高くなり,前縁と後縁の間でもCFRPの抵抗加 熱による発熱が確認された.また前縁と後縁の発熱では後縁 側のほうが,温度が高くなる傾向がみられた.

次に,防氷を行っていない状態の着氷を図5に,最大電流 を用いた防氷の結果を図6に示す.試験の結果,翼前縁中央 部のみが防氷された.液滴噴霧前のサーモグラフはどの試験 条件においても概ね図4のようになるが,前縁発熱領域は図 6で防氷された領域と一致することから,接触抵抗による発 熱が主として防氷に寄与した.

本防氷結果の注目すべき点として前縁防氷がされている 領域の下流側に氷が発生していない事が挙げられる.

図7はニクロム箔を用いた試験の結果であり、一般的に知 られる典型的な前縁加熱防氷の結果で、下流部にはうろこ状 の氷が発生する.これは、ランバック着氷と呼ばれるもので、 前縁で熱によって過冷却液滴が凍結せずに液体化し、発熱が 起きていない部位で再度冷却されて生じる着氷である.この 現象は前縁加熱防氷における特徴的な現象の一つで、例えば 主翼前縁の電気防氷に関する経済産業省プロジェクト⁽¹⁰⁾で は、前縁防氷を電気ヒータで行い、ランバックが発生する部 分には撥水コーティングを施すことで、省エネルギーで翼全 体の防氷を行うハイブリッド防氷システムを提案している.

前縁からランバックした液滴は, CFRP 表面からの熱伝導 により凍結することなく下流に流出したと考えられる.これ は文献(10)のハイブリッド防氷システムのようにコーティン グを施すことなく, CFRP 電熱のみで翼全体を防氷できる可 能性がある事を示している.コーティングを行う必要が無い という事は、メンテナンスや運用面で利点があり、本システ ムの大きな価値の一つになり得ると考える.

図6の通り,同じ流速条件の時,液滴径15µmと29µmでは15µmの時に氷が成長している様子が見られる.和田^のは,これは液滴径の違いによって,翼表面から奪われる熱量が違うためではないかと予想していた.そこで,本研究では図7の前縁に着氷が発生しない系を用いて,この時の熱流束計測

を実施して液滴径の違いによる熱放出量の検証を行った.その結果を対流熱伝達率で整理したものを図8に示す.この結果から、液滴径は対流熱伝達率に対して影響を及ぼしていない傾向が示され、液滴径によって奪われる熱量がほとんど変わらないことが示唆された.従って氷の違いは、過冷却液滴の凍結挙動が影響しているのではないかと考えた.

過冷却液滴は、外部から衝撃を受ける事で内部に氷核とい う小さな凍結領域が形成され、それが成長し液滴全体を覆う ことで液滴が氷となることが知られている⁽¹¹⁾.これを考慮す れば、液滴径が小さい方が、氷核が液滴を素早く覆うため凍 結しやすい.このことから 15 μmの液滴は加熱領域のすぐ上 下に存在する非加熱領域の氷に衝突したとき直ちに凍りつ くため、29 μmの液滴噴霧よりも氷が成長しやすいと考えら れる.

次に,最大印加電流値から10W ずつ印加電力を低下させ,防氷が出来なくなるまで繰り返し試験を実施した結果の例 を図9に示す.電流印加値を下げていくに従って,前縁上側 から着氷が氷柱のように成長していく傾向が見られた.

各流速・液滴径での防氷効果を重量割合で評価したグラフ を図 10 に示す.防氷効果 e [%]は,防氷試験時の着氷重量を manti-ice [g],防氷を行わなかった時の着氷重量を mice [g]とし たとき,式(1)で表される.

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

図 10 より, 液滴径の違いでは 15 µm よりも 29 µm の方で 防氷効果が高く, より低いエネルギーでも防氷できる傾向が 示された. これは図 6 に示した外観写真の傾向と一致してい る.



Fig. 4 Thermograph of CFRP Heating with Maximum Current



Fig. 5 Result of Icing Tests without Current



Fig. 6 Result of Anti-Icing Test with Maximum Current



Fig. 7 Result of Anti-Icing with Leading Edge Heating







Fig. 9 Result of Anti-Ice Tests (30 m/s, 15 µm)



Fig. 10 Comparison of Anti-Ice Efficiency

4. 結言

本研究では、外部流が存在する環境で CFRP 電熱防除氷シ ステムの有効性を評価することを目的として、外部流環境下 での試験を実現するための着氷風洞設備の構築を行い、当該 設備を用いて CFRP 電熱防氷の特性と課題を明らかにした. 得られた知見は以下の通りである.

- CFRP への電流印加時の発熱領域は供試体全体であり、 特に導電性塗料との接触抵抗がある範囲で高くなる.
- 本システムでは翼全体の加熱によってミッドコードの ランバック着氷を能動的に防ぐことができる.
- 3) 液滴径は翼面上の対流熱伝達率に対して影響を及ぼさない.
- 4) 液滴径が小さいほど着氷しやすく,電熱防氷の効果は 液滴径が大きいほうが,効果が高い.

謝辞

本研究は JAXA の受託指導学生受入制度により実施した。 ご指導下さった皆様方に心より感謝の意を表す。

文献

- (1) 和田拓也,守裕也,山本誠,水野拓哉,賀澤順一,鈴木 正也,UPACS を用いたファン動翼防氷技術のフィージ ビリティ調査,日本機械学会関東学生会第57回学生員 卒業研究発表講演会論文集,Vol. 208, 2018.
- (2) Tomoya Yagi, Koji Fukudome, Makoto Yamamoto, Takuya Mizuno, Junichi Kazawa, Masaya Suzuki, "Numerical Investigation of Passive Anti-Icing Technology using Sweep for Fan Rotor Blade", Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2019.
- (3) GE Reports, "Breaking the Ice: GE Global Research Sc ientists Achieve New Anti-Icing Breakthrough With Nan otechnology", GE Reports, https://www.ge.com/reports/po st/74545035920/breaking-the-ice-ge-global-research-scientis ts/, (参照日 2020 年 1 月 30 日).
- (4) 守屋一政,炭素繊維強化積層複合材中のき裂検出法に 関する研究(第2報)電流による発熱を用いた CFRP 材 中の欠陥の検出,日本航空宇宙学会誌,第37巻,第 424号(1989), pp. 34-42.
- (5) 黄木景二,高雄善裕,炭素繊維強化プラスチックの電気 的特性とその応用,日本複合材料学会誌,第28巻,第 6号 (2002), pp. 228-234.
- (6) 炭素繊維協会、"炭素繊維の特徴とその性質", https://www.carbonfiber.gr.jp/material/feature.html,(参照日 202 0年2月7日)
- (7) 和田展忠, "防除氷のための CFRP への電流印加による 発熱効果の実験的研究", 高知工科大学修士論文(2019).
- (8) FAA (Federal Aviation Administration), "Federal Aviation Regulations Part 33 – AIRWORTHINESS STANDARDS: AIRCRAFT ENGINES".
- (9) 国土交通省,"対空審査要領 第 VII 部 発動機(第 58 改定)", 2018.
- (10) 経済産業省製造産業局航空機武器宇宙産業課,富士重工業株式会社,"航空機用先進システム基盤技術開発(革新的防氷技術)評価用資料",第1回航空機関連プロジェクト(2)事後評価検討会資料 6-3 (2015), pp. 5-11.
- (11) 守田克彰, "機能性分子を用いた着氷防止コーティング 面上の過冷却水滴における静的・動的着氷現象の研究", 東京大学博士論文 (2013).