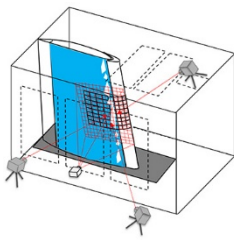


着氷風洞試験 リアルタイム着氷高さ光学計測手法の開発

Icing Wind Tunnel Test
- Development of Real-time Ice Height Optical Measurement Method -



米本 聖^{*1}
Satoshi Yonemoto

長谷 卓^{*2}
Suguru Hase

上藤 陽一^{*3}
Yoichi Uefuji

市川 玄人^{*4}
Gento Ichikawa

田中 啓之^{*5}
Hiroyuki Tanaka

環境負荷・機体燃費に配慮した民間旅客機の主翼防水装置は、装置起動時のエンジン性能悪化の制約に配慮した設計が求められると同時に、ランバックアイスと呼ばれる着氷が防水部後方の非防水部に集積する事象への適切な評価が必要となる。着氷は、着氷風洞試験にて評価することが通例であるが、当該着氷は、脱落と集積を繰り返す特徴を持つために、着氷風洞を逐次停止させ直接計測する従来手法を用いると、風洞停止時の変動風の影響により計測対象の着氷が脱落、変形し、直接計測ができない。当社は、民間旅客機の型式証明に利用可能な方法として、新規の光学計測手法を開発した。本報にて本手法を報告する。

1. はじめに

航空機が着氷条件下(過冷却水滴を含む雲や霧など)を飛行すると、“着氷”⁽¹⁾が機体表面に生じ、主翼、尾翼などの揚力面においては翼の失速速度増加(又は、失速迎角低下)や機体抵抗増加をもたらし、飛行特性・性能に影響を与える⁽¹⁾⁽²⁾ため、民間旅客機の型式証明項目には、“着氷条件下においても安全に飛行できること”の証明を要求する規定がある⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾。この規定に適合するために、民間旅客機はエンジンからの高温抽気(High temperature bleed air)を用いた主翼防水装置(Wing anti-ice system)を装備することが多い⁽¹⁾。民間旅客機の主翼防水装置は、飛行安全の観点からも、機体開発のフェーズに合わせて、部分供試体を用いた着氷風洞試験、実機での自然着氷飛行試験へと、段階的にシステムの模擬度を高めた性能評価を行い、実装されたシステムを検証する必要がある。その一方で、想定しうる最酷条件におけるシステム性能実証は、自然環境で当該条件が発生する確率が非常に低いため、実機自然着氷飛行試験での成立性確認は困難なことから、着氷風洞試験による評価・実証が通例である⁽⁶⁾。

環境負荷・機体燃費に配慮した民間旅客機の主翼防水装置は、装置起動時のエンジン性能悪化の制約に配慮し、空力特性への影響が比較的小さい翼下面は、水滴衝突時に完全蒸発させずに、対象表面への着氷を防ぐ熱量のみを与えるシステム(Running wet system)として設計されることが多い。その際、装置起動時にランバックアイス(Runback ice)と呼ばれる着氷が防水部後方の非防水部に集積する事象⁽¹⁾⁽²⁾⁽⁶⁾への適切な評価が必要となる。ランバックアイスは、脱落と集積を繰り返す特徴を持つために、着氷風洞を逐次停止させ着氷の大きさを直接計測する従来の方法⁽⁷⁾⁽⁸⁾を用いると、脱落直前の状態を捉えることが困難なことに加え、風洞停止時の変動風等の影響により計測対象の着氷の脱落、変形等が発生し、直接計測できないといった問題点が生じる。このため、当該ランバックアイスの影響評価において、脱落直前の着氷サイズを基に、実際の飛行状態では脱落が起こらずに氷が成長し続ける可能性を考慮したマージンを加えた着氷

*1 総合研究所 流体研究部

*2 技術戦略推進室 BI&I 部 主席部員

*3 総合研究所 伝熱研究部 主席研究員

*4 総合研究所 伝熱研究部

*5 総合研究所 流体研究部 主席研究員

サイズで、実機飛行特性や機体性能の悪化を評価せざるを得ない。これに対し、当社は、民間旅客機の型式証明に利用可能な方法として、新規の光学計測手法(以後、本手法と称する)を開発した。

2. 主翼防水装置性能評価のための着氷風洞試験

本手法を適用した着氷風洞試験は、三菱スペースジェット開発の一環として、NASA Glenn Research Center Icing Research Tunnel(図1に米国 オハイオ州 NASA Glenn Research Center Icing Research Tunnel 概要⁽⁹⁾を示す)にて実施した。着氷風洞には、試験区間(図中、Test Section)前方に着氷スプレーシステム(図中、Icing sprays)が設置されており、中央体積直径(MVD: Median Volume Diameter)と水分量(LWC: Liquid Water Content)によって特徴づけられた種々の過冷却水滴を模型へと噴霧することで実機飛行中の着氷条件を地上で模擬する。



図1 米国 オハイオ州 NASA Glenn Icing Research Tunnel 概要⁽⁹⁾

図2に、着氷試験模型概略仕様及び試験セットアップを示す。模型は、主翼防水装置を実装する主翼の一部を切り出し、風洞閉塞率を考慮し製作された縮率 100%右舷主翼部分模型⁽¹⁰⁾である。前縁高揚力装置(スラット)部分には、模擬高温抽気を供給するピッコロチューブが備え付けられ、スキン内面から高温空気を吹き付けることによってスラットを加熱し、スラットを防水する機能が備わっている。試験では、模型形態(高揚力装置格納/展開、模型迎角及び高温抽気流量)、風洞諸量(風速、風洞静温(総温)及び過冷却水滴諸量(LWC, MVD))を変化させ、模型に計装されたセンサーで計測するスラット温度・圧力データ、並びに模型上に集積する着氷に関する画像データを取得した。

図3に、主翼下面ランバックアイス取得試験例を示す。スラット防水装置後方に集積するランバックアイスは、水滴噴霧時刻とともに成長し、定期的な脱落と集積を繰り返す特徴を持つことがわかる。

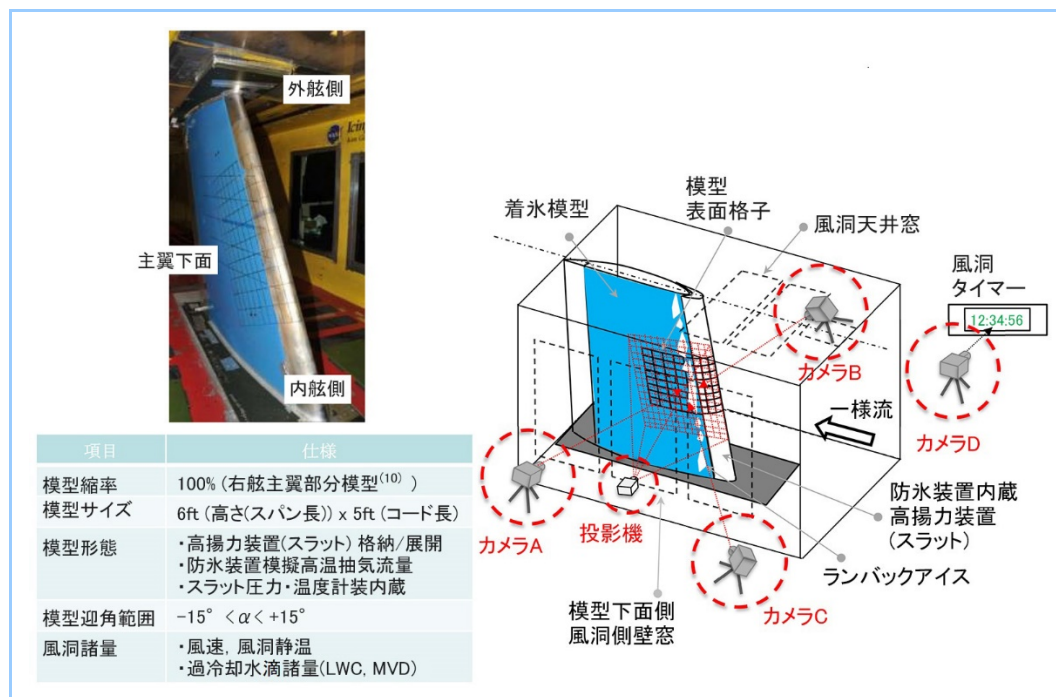


図2 着氷風洞試験模型概略仕様及び試験セットアップ

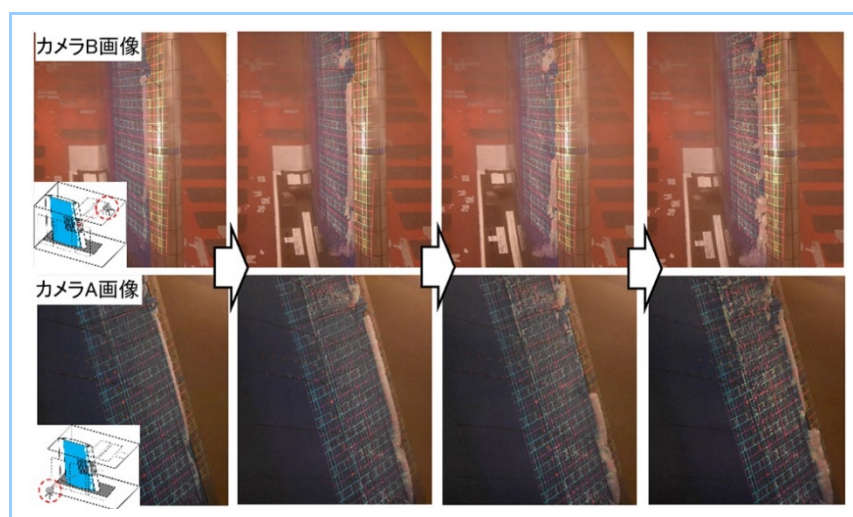


図3 主翼下面ランバックアイス取得試験例

3. 光学着氷高さ計測

着氷風洞試験において、模型に集積した着氷は、風洞停止後に予熱した金属プレートにより切断し、厚紙を挟み込み直に形状をトレースする断面ハンドトレーシング法 (Cross-sectional hand tracing method)⁽⁷⁾や、近年では3次元レーザ機器による着氷形状取得⁽⁸⁾などの手法が一般的である。しかしながら、本報が対象とするランバックアイスは、前述の特徴を持つため、着氷風洞を逐次停止する方法を用いると、脱落直前の状態を捉えることが困難なことに加え、風洞停止時の変動風等の影響により計測対象の着氷の脱落、変形が発生し、直接計測ができないといった問題点がある。これに対し、本手法のような光学計測を用いることで、試験実施時に、時々刻々と変化するランバックアイスの高さ・位置・形状といった情報を、適切な精度で定量的に取得することが可能となった。以下にその詳細を記す。

3.1 光学計测试験セットアップ

図2に、試験セットアップを示す。スチールカメラ(D7200(Nikon 社製))を、風洞試験区間に設置した模型を立体視することのできる3か所(天井、模型後方及び模型側面)及び、風洞諸量・模型計装の計測データとの対応のため、風洞内蔵時計を撮影できる1か所にそれぞれ設置した。4

台のスチールカメラは、マルチカメラコントロールシステム(Nikon 社製ソフトウェア)を用い同時に撮影ができるようパソコンにて制御した。時々刻々集積する着氷上に、高輝度のプロジェクター(SX6000(Canon 社製))を用いて光学格子を投影し、模型表面にあらかじめ描写した格子を併用することで着氷位置の識別判定を行った。

3.2 光学計測手順

図4a～4cデータ処理原理説明図を用いて、本手法の流れを説明する。

(a) 図4a 校正画像計測:

試験中に対象となる着氷目標点を立体的に捉え撮影できるよう、2つ(もしくは、それ以上)のカメラを設置する(便宜上、2つのカメラでの計測例を示す)。無風時に、試験条件に従い迎角・高揚力装置が設定された模型に対し、校正基準点(写真中、白丸)が書かれた校正板を取り付ける。ランバックアイスの発生が想定される位置で、校正板を動かし、校正基準点の画像データ群を取得し、模型上に、模型基準座標と写真基準座標の対応となる3次元空間座標データベースを構築する。

(b) 図4b 計測対象画像データ取得・目標点設定:

試験中の任意の時間で計測対象となるランバックアイスの画像を取得し、目標点の写真基準座標系における位置(X_{pix}, Y_{pix})_{A,B}を特定する(便宜上、写真は計測事前確認用模擬ランバックアイスを示す)。

計測対象を撮影し、写真基準座標系における目標点(X_{pix}, Y_{pix})_{A,B}を設定する。

(c) 図4c 目標点設定の校正画像への転写・座標算出及び目標点座標算出:

写真基準座標系における目標点(X_{pix}, Y_{pix})_{A,B}を、無風時校正板の写真基準座標上に転写する。校正板の模型基準座標系(X_g, Y_g, Z_g)と写真基準座標系(X_{pix}, Y_{pix})の対応から、校正板上の補間点 $P_{A1}, P_{A2}, P_{B1}, P_{B2}$ の模型基準座標系(X_g, Y_g, Z_g)の値を求める。

着氷目標点を、模型基準座標系上の2直線 $P_{A1}P_{A2}, P_{B1}P_{B2}$ の交点として求める(誤差を含むため、2直線の距離が最小となる点を算出)。

これら試験手順とデータ処理により、任意時刻の画像から、意図したランバックアイス上の目標点の高さ・位置の情報を得ることが可能となる。

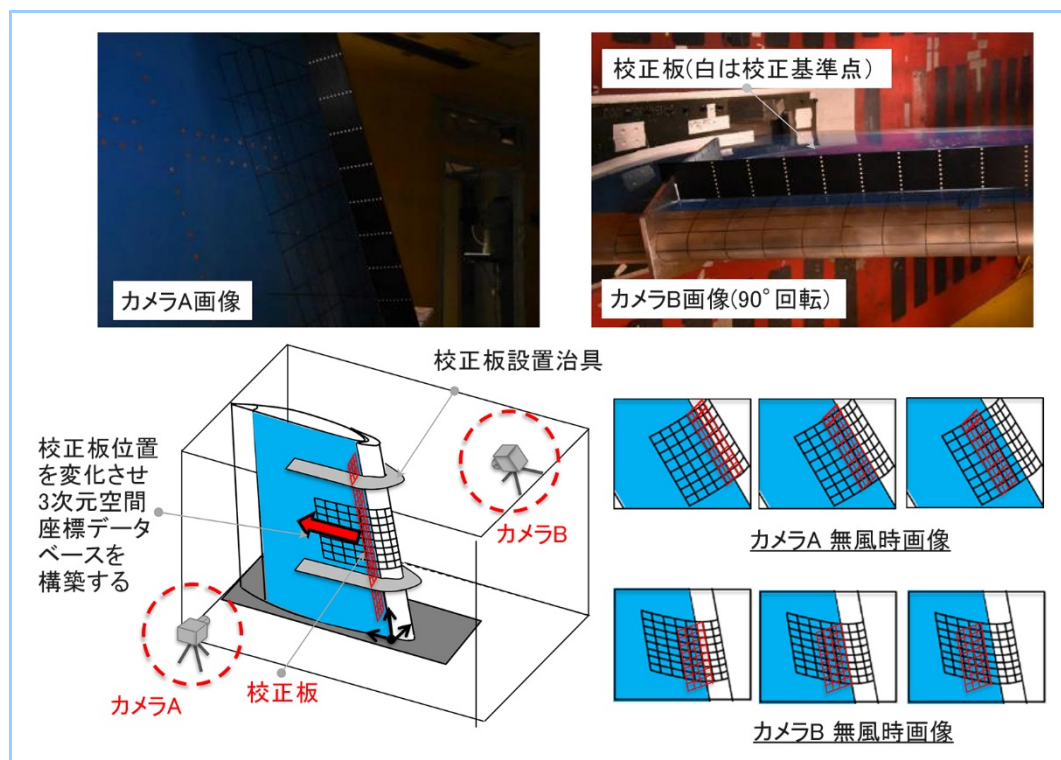


図4a データ処理原理説明図 -校正画像計測

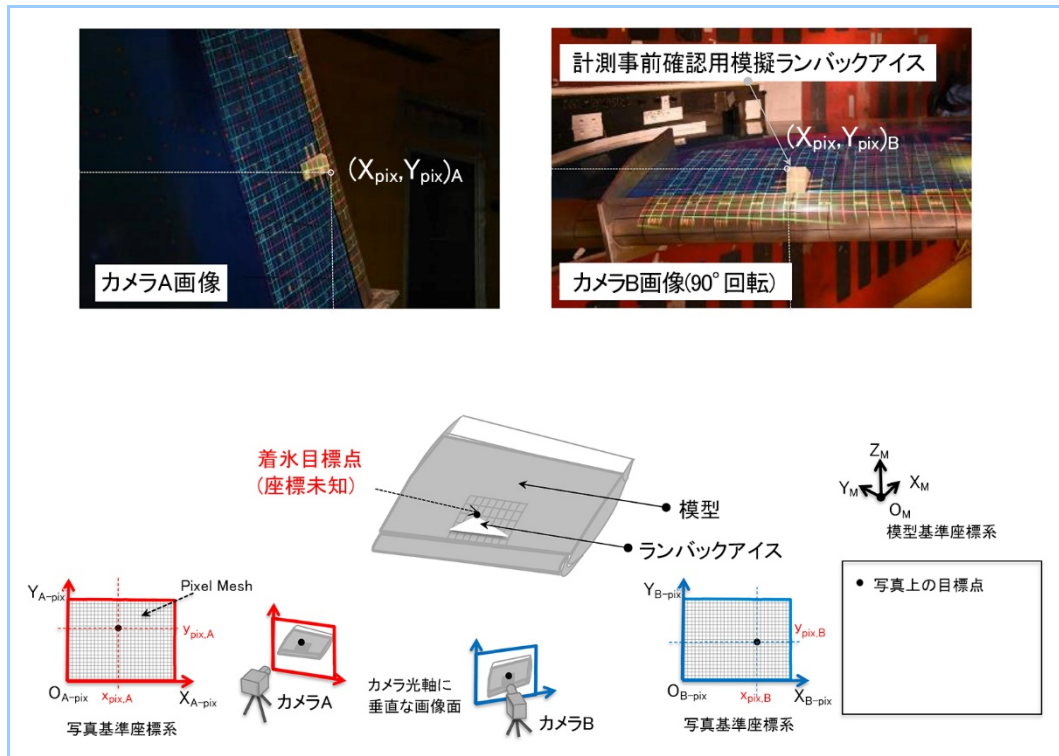
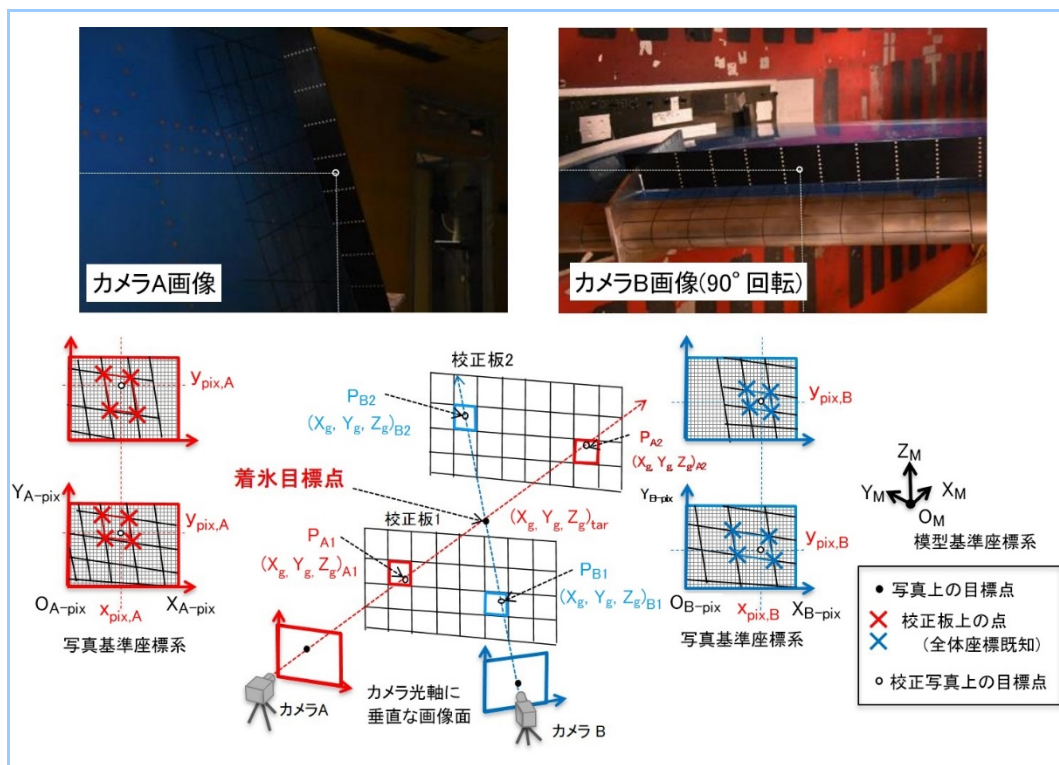


図4b データ処理原理説明図 -計測対象画像データ取得・目標点設定

図4c データ処理原理説明図
-目標点設定の校正画像への転写・座標算出及び目標点座標算出

3.3 光学高さ計測結果及び精度検証

図5に、試験時、一定時間間隔で撮影したランバックアイスの計測画像例を示す。模型に集積したランバックアイスは、前方と後方からのカメラで、着氷形状の外縁が立体視されており、模型並びにランバックアイスに投影された格子により、同一の点を一対一で対応させることができる画像を取得した。なお、模型側面の画像は、模型格子並びに投影した光学格子が明確な画像として補助的に利用した。

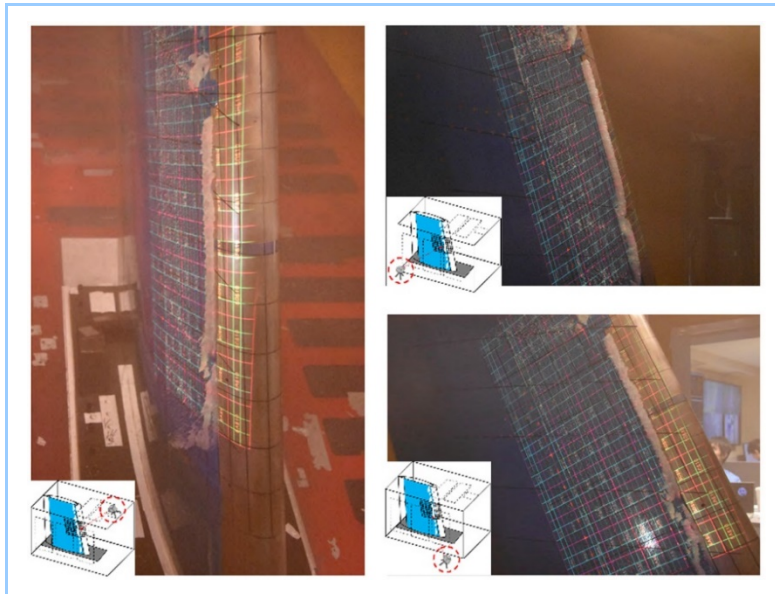


図5 通風時 ランバックアイス光学計測例

図6に、光学着氷高さ計測結果を示す。図6(a)の時系列データより、本手法により脱落と集積を繰り返すランバックアイスの現象が一定時間間隔で定量的に評価されていることがわかる。図6(b)に、本手法により計測した全試験データを高さ方向にプロットした図を示す。スパン領域ごとに、試験条件の異なる着氷高さの最大値を定量的に判定できるものとなっていることがわかる。本手法で取得したデータを用いることで、着氷条件における飛行時性能低下の予測の際に、過度なマージンを持たない適切な着氷高さ・位置・形状を設定することが可能になり、これを飛行安全評価に用いることで、安全性と環境負荷低減・機体燃費向上を両立したシステムの設計評価が可能となる。

なお、試験後、脱落せず残存しているランバックアイスを対象に定規による直接計測値と本計測値を比較することで、本光学計測の精度検証を行った。図7に、光学計測精度検証結果を示す。定規による直接計測に対し $\pm 0.1\text{inch}$ (約 2.5mm) 以内の精度で計測されていることが確認された。

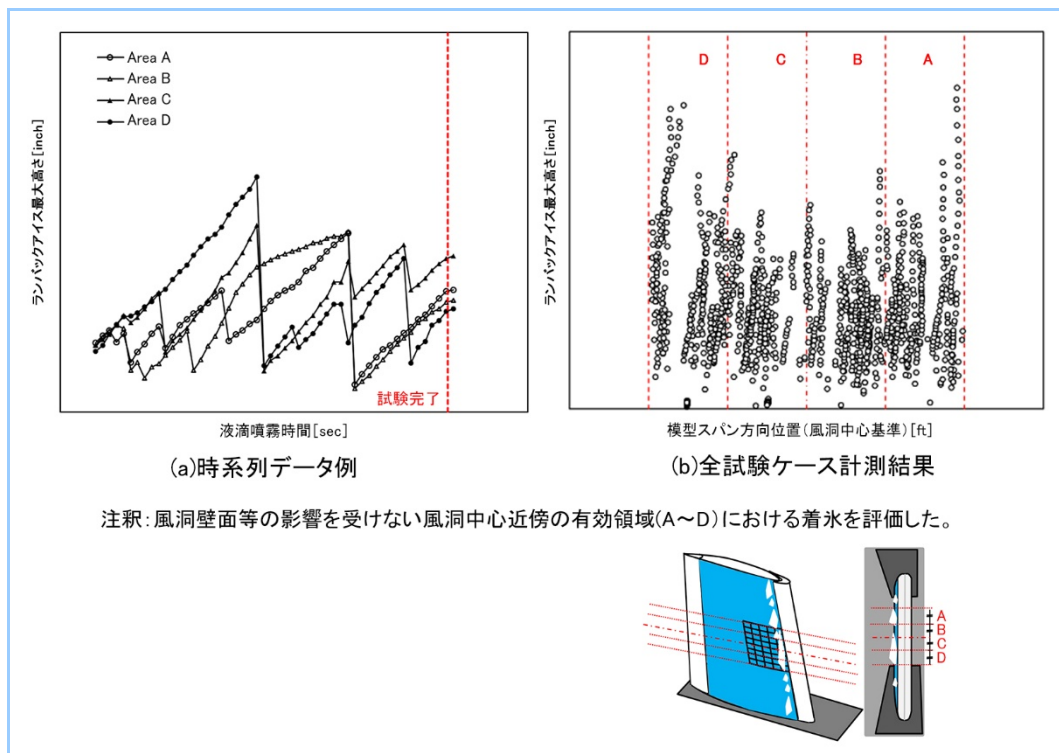


図6 光学着氷高さ計測結果

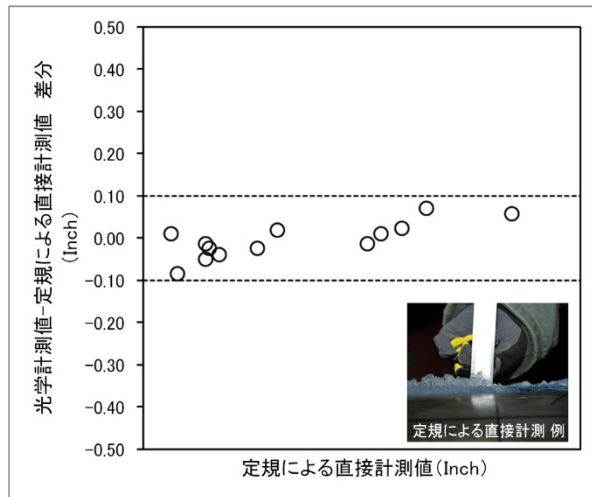


図7 光学計測精度検証

4. まとめ

環境負荷・機体燃費に配慮した民間旅客機の主翼防水装置は、防水装置起動時のエンジン性能悪化の制約に配慮し設計することが求められ、その際、ランバックアイスと呼ばれる着氷が防水部後方の非防水部に集積する事象への適切な評価が必要となる。当社は、民間旅客機の航空規定への適合性証明に利用可能な手段として、脱落と集積を繰り返す特徴を持つランバックアイスの時系列過程を定量的に評価する新規光学計測手法を開発した。

参考文献

- (1) A Heinrich et al., Aircraft Icing Handbook Volume 1 of 3, FAA, DOT/FAA/CT-88/8-1, (1991)
- (2) M.B.Bragg et al., Iced-Airfoil Aerodynamics, Progress in Aerospace Sciences, Vol 41, Issue 5, (2005), Pages 323-362
- (3) 耐空性審査要領 第三部 飛行機(耐空類別が飛行機輸送Tであるもの)
- (4) 14 CFR Part 25 - Airworthiness standards: Transport Category Airplanes
- (5) CS-25 - Certification Specifications for Large Aeroplanes
- (6) AC 20-73A, Aircraft Ice Protection, (2006)
- (7) SAE_ARD5906, Ice Shape Measurement and Comparison Techniques Workshop, (2003)
- (8) Sam Lee et al, Development of 3-D Ice Accretion Measurement Method, NASA TM, NASA/TM-2012-217702
- (9) R.H.Soeder et al., NASA Glenn Icing Research Tunnel User Manual, NASA TM, NASA/TM-2003-212004
- (10) Saeed, F. et al., Hybrid Airfoil Design Procedure Validation for Full-Scale Ice Accretion Simulation, Journal of Aircraft, Vol. 36, No. 5, 1999, pp.769-776.