予冷ターボジェットエンジンにおけるジェット噴射を用いた熱交換器の除霜^{*1}

Defrosting of a Heat Exchanger for Precooled Turbojet Engines Using Jet Impingement

吹 場 活 佳^{*2,*3}・井 上 翔^{*4}・佐 藤 哲 也^{*5}・大久保 英 敏^{*4}
Katsuyoshi FUKIBA, Shou INOUE, Tetsuya SATO and Hidetoshi OHKUBO

Key Words: Heat Transfer, Engines, Frost Formation, Defrost, Jet Impingement

Abstract: An innovative defrosting method for precooled turbojet engines are presented, and validated in this study using experimental methods. High speed gas jet was impinged on the cooling tubes of a heat exchanger for the purpose of defrosting. The coolant of the heat exchanger was liquid nitrogen, and whose temperature was 83 K. The air flow speed, the air temperature and the air humidity were 1.0 m/s, 23°C and 59%, respectively. The effects of the jet duration, jet intervals and humidity of the jet gas on the heat exchange were assessed. As a result, we found that the presenting defrosting method is valid for the defrosting of the precooler.

1. は じ め に

予冷ターボエンジンは通常のジェットエンジンに主流冷却用の熱交換器であるプリクーラを搭載し、燃料である液体水素や LNG を用いて主流を冷却することにより性能を向上させるエンジンである¹⁾。予冷ターボエンジンはインテークにおいて空気が減速された際に高温になるような、超音速/極超音速飛行用の推進機として特に有効であることが知られており、研究が続けられてきた。最近では航空用エンジン以外の分野でも、工業用 LNG の冷熱利用方法の一つとして地上用ガスタービンシステムと予冷装置を組合せ発電システムの効率化を図っている例もある²⁾。しかし、主流空気の冷却時にプリクーラの冷却配管に発生する霜が実用化に際し問題となることが明らかになっている³⁾。

熱交換器における着霜の問題は、地上空調用の熱交換器における着霜問題を背景としてこれまでに多くの研究がなされており⁴⁾、その対処法に関してもいくつものアイデアが提案されている⁵⁾。しかしこれらのアイデアは基本的にシステムの質量増加を招くものである。たとえば、地上空調用の熱交換器によく用いられる除霜方法として、熱によって霜を融解させる方法がある。しかし霜を融解させている間は冷却ができなため、熱交換器を 2 台用意するなどの対策が必要となり、大幅な質量増加を招く。また予冷ターボエンジンの研究において原田ら⁶⁾、木村ら⁷⁾ はアルコールの噴霧による除霜方法を提案し一応の成功を収めた。し

かしこの方法では、新たに除霜用の液体および噴霧装置などを搭載する必要があり、重量増が懸念される。このような熱交換器の質量増加は航空用のエンジンにとって致命的である。

そこで本研究では、高圧ガスにより高速のジェットを作り出し、これをプリクーラ冷却配管に衝突させることで除霜を行う方法を提案する⁸⁾。第 1 図に、提案する除霜システムを搭載した予冷ターボジェットエンジンの概念図を示す。図において、燃料である液体水素や LNG はコンプレッサ上流のプリクーラを通り主流空気との熱交換を行うが、このプリクーラに対しジェットを噴射して除霜を行う。この方法によれば、高圧源をコンプレッサ下流からバイパスされた空気とすることで、除霜装置に必要な重量増を配管とバルブおよび噴射器のみにすることが可能である。

本稿では熱交換器の着霜をジェット噴射により除去する手法について、基礎研究を行った成果を報告する。特に今回は熱交換器を通す冷媒を液体窒素とし、冷却面温度を 80 K 付近に設定して実験を行う。この冷却面温度領域における着霜は大久保ら⁹⁾ によれば第 IV 領域に分類され、特殊な霜層成長を見せることが知られている。しかしながらこの領域に対する熱交換器の実験データはほとんど示されていない。この領域を取り扱った数少ない研究例として原田^{6), 10)} のものがあるが、原田によればこの領域の発生する霜層は密度が低くもろいとされている。これは上記に示したジェットの衝突による除霜方法にとって有利な条件であり、効果が期待できる。本研究では小型の熱交換器模型と恒温恒湿空気供給装置を用いた実験装置により、第 IV 領域の霜層に対するジェット噴射による除霜の有効性を検討する。

2. 実 験 方 法

第 2 図に、本実験で使用した実験装置の概略図を示す。実

^{*1} © 2008 日本航空宇宙学会

平成 19 年 3 月 1 日, 第 47 回航空原動機・宇宙推進講演会において発表, 平成 20 年 1 月 31 日原稿受理

^{*2} 宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部

^{*3} 現 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター

^{*4} 玉川大学大学院工学研究科機械工学専攻

^{*5} 早稲田大学理工学術院基幹理工学部機械科学・航空学科

A: プリクーラ B: ジェット噴射ノズル

第1図 ジェット噴射を用いた除霜装置を搭載した予冷ターボジェットエンジン

(a) 試験装置全体図

A: ノズルおよびバルブ B: 熱交換器
 C1: 全圧計測孔1 C2: 全圧計測孔2
 D: 流速計測位置 E: 下流温度計測位置
 F1: ノズル噴出口および仕切板挿入位置
 F2: 仕切板挿入位置 G: パージガス入口

(b) テストセクション機器配置図

第2図 実験装置

験装置は恒温恒湿空気供給装置（A）、ダクトおよび整流塔（B）、ジェット噴射装置および熱交換器の配置されるテストセクションからなる。整流塔にはアルミのハニカムが内蔵されている。テストセクション入口には熱線風速計および熱電対が配置され、それぞれ主流の風速および温度を計測する。熱線風速計としてはKANOMAX社製のMODEL6531を用いており、応答性は約1秒（カタログ値）となっている。流速計測の不確かさは $\pm 0.13 \text{ m/s}$ (RSS) である¹¹⁾。テストセクション部はアクリル製のダクトで構成されており、断面積は $60 \times 60 \text{ mm}$ である。熱交換器下流には上部壁面、下部壁面からそれぞれ10 mmの位置に計二つの熱電対が配置されている。熱電対の径は0.25 mmであり、温度計測の不確かさは $\pm 1 \text{ K}$ (RSS) である。また熱交換器の前後に全圧計測用の圧力導管が設置されており、これらの差により全圧損失を計測する。差圧計は $0.5 \text{ inchH}_2\text{O} = 124.5 \text{ Pa}$ の

第3図 ジェット噴射装置ノズル断面図

(a) 自由空間中での流速分布

(b) 時間応答特性

第4図 ジェットの特性

レンジのもの（Setra社 Model 204）を使用しており、圧力計測の不確かさは $\pm 0.5 \text{ Pa}$ (RSS) である。

ジェット噴射装置は電磁弁およびノズルからなる。電磁弁上流には窒素ガスボンベにより高圧窒素ガスが供給され、電磁弁の開閉によりジェット噴射を行う。ジェットの元圧（全圧）は0.6 MPaに設定した。第3図に、テストセクション部分に配置されるジェット噴射装置のノズル断面図を示す。ノズルにはSwagelok社の1/4-1/8 inch 異径ユニオンを使用した。このユニオンはラバルノズル形状をしており、スロート部の直径は2.3 mm、出口部分の径は5.5 mmである。ただし電磁弁における流路の最小径が1.5 mmとノズルスロートより狭い。ノズルは熱交換器上流約100 mmの位置に配置され、第2図(b)のように流路中央から流れに沿う方向にジェット噴射を行う。ジェットの強さを把握するため、直径4 mmのピトー管を用いてジェットの流速計測を行った結果を第4図(a)に示す。この流速はジェットの出口から100 mm下流で計測されたもので、図中の x は

第 5 図 熱交換器

ジェットを中心軸からの距離を示す。計測の際、ダクトや熱交換器等は配置していない。ジェットを中心部分の流速は $35.8 \pm 0.8 \text{ m/s}$ となった。また本実験ではジェットの噴射時間を最短で 0.05 s と短く設定するため、バルブの作動時間によるジェットの遅れなどが生じるおそれがある。従ってジェットの非定常的な応答特性を確認する必要があると考えられ、それを示したのが第 4 図 (b) である。本図では、時間応答性のよいフラッシュマウント式の圧力センサをノズル出口直後に配置し、 0.05 , 0.1 , 0.5 秒の開指令を与えたときの圧力センサの出力を示している。圧力センサとしては Kulite 社製の XT-140M-100psi を使用し、その共振周波数は 400 kHz である。図より、ジェットを噴射し始めて定常状態の約 90% の圧力まで立ち上がるのに約 0.01 s を要していることがわかる。またジェットが定常状態になるには約 0.1 s を要するため、ジェット噴射時間が 0.05 秒間のケースでは過渡的な領域を用いてジェットを噴射することになる。ジェットを停止するときの応答は比較的よく、 0.01 s 以下の時間でバルブが閉となる。

第 5 図に、本実験で用いた熱交換器の断面図と冷却配管の配置図を示す。熱交換器はマニホールドの役割をする外径 $5/8 \text{ inch}$ の配管と、7 本の外径 4 mm 冷却管からなる。これらはすべて SUS 製である。冷却管の間隔は、左右の壁面との間隔 (L1 および L8) が 2.3 mm 、冷却管同士の間隔が 4.6 mm となっている。

実験条件を第 1 表に示す。表に記されている誤差については恒温恒湿空気供給装置の仕様による。主流流速については、試験開始前の無冷却状態において熱線風速計を用いて調整しており、以後実験を開始すると熱交換器に発生する着霜のため圧力損失が増大し、流速は減少する。流速が 1.0 m/s と低いのは恒温恒湿空気供給装置の供給能力限界に

第 1 表 実験条件

主流流速	$1.0 \pm 0.13 \text{ m/s}$
主流温度	$23 \pm 1.0^\circ \text{C}$
主流湿度	$59 \pm 3\%$

よるためであり、今後装置の改善等により実際のプリクラのレベル (10 m/s 程度) にまで増加させる必要がある。

また熱交換器の冷媒としては液体窒素を用いており、自己加圧式のタンクを用いて 0.15 MPa 程度に加圧して供給している。加圧することで液体窒素の沸点は若干上昇する。今回の実験では熱交換器入口、出口で測定した冷媒温度は $83 \pm 1 \text{ K}$ であり、入口と出口での温度差は見られなかった。熱交換器冷却管の厚みは 0.5 mm と薄く、熱伝導の式から計算される冷媒と冷却管表面温度との温度差は 0.5 K 程度である。従って熱交換器の冷却管表面温度は $83.5 \pm 1 \text{ K}$ と推定できる。

以下に今回の実験手順を示す。

- (1) 熱交換器前後に仕切板を入れる。
- (2) 仕切板で囲まれた領域に乾燥窒素ガスを流す。
- (3) 熱交換器に液体窒素を流し冷却開始。
- (4) 約 5 分後、冷媒入口/出口温度が 83 K 付近で安定する。
- (5) 乾燥窒素ガスを止め、仕切板をはずして実験開始。

なお、すべてのパラメータについてデータの収録は 5 Hz で行っている。

3. 実験結果

3.1 ジェット非使用時の熱交換特性 まずジェットを用いない場合の熱交換器の特性について述べる。第 6 図に、実験開始時、実験開始後 50 秒、および実験開始後 250 秒における熱交換器の配管の映像を示す。試験開始と同時に熱交換器冷却管に着霜が生じる様子が観察された。着霜は時間の経過とともに成長し、最終的に流路が閉塞状態となる。第 7 図に、ジェットを使用しなかった場合の主流流速 u_∞ および熱交換器下流温度 T_{out} の時間変化を示す。図ではデータの再現性を評価するため、同条件下で 3 回の実験を行った結果を示している。実験開始と同時に熱線風速計による流速が減少していくことがわかるが、これは着霜により熱交換器部の圧力損失が増大していることが原因である。主流流速は時間の経過とともに下降を続け、開始後約 250 秒で流路が閉塞し流速が 0 となる。また熱交換器下流温度に関しては、実験開始後 20 秒付近までの間でいったん上昇した後下降傾向に転ずる。これは、まず着霜による熱抵抗のため熱交換性能が低下し下流の温度が上昇するが、時間の経過とともに流速が減少するため、空気側の流量が減ることが原因であると考えられる。再現性については、 $0 \sim 150$ 秒までの間では三つのデータが流速について 0.1 m/s 、熱交換器下流温度について 1.0 K 以下の範囲内で一致しており、良好であると判断する。150 秒以降に関しては、流速、下流温度ともに乱れが大きくなり、局所的に三つのデータが一致しない場合が見られる。これは着霜により流速が低下し、浮力による流れの乱れなどの影響を受けやすくなっ

第6図 実験開始時（左）、実験開始後 50 秒（中）および実験開始後 250 秒（右）の熱交換器の映像（映像は熱交換器上方から撮影）

第7図 ジェット非使用時の主流流速と熱交換器下流の主流温度

(a) 温度レーク外観図と熱電対の配置．単位 mm

(b) 熱交換器下流温度の空間的なばらつき．左は実験開始後 50 秒，右は 100 秒の温度分布

第8図 温度レークによる熱交換器下流温度の空間的分布計測

たためと考えられる．

熱交換量に関しては以下の式により算出する．

$$Q = \rho_{\infty} u_{\infty} A c_p (T_{in} - T_{out}) \quad (1)$$

ここで Q は熱交換量， ρ_{∞} は主流空気密度， A は流路断面積， c_p は定圧比熱， T_{in} は熱交換器上流で計測した空気温度である． T_{out} に関しては空間的にばらつきを生じるおそれがあるため，まずは予備実験として，第8図に示すような温度レークを使用して空間的なばらつきを調べた．この温度レークには，シース径 0.25 mm の熱電対が流路断面の中心および上下左右の計 5 カ所に配置してある．予備実験の結果，第8図 (b) に示すとおり温度の空間的なばらつきは上下の差を除いて無視できる範囲であることがわかった．第9図に，ジェット非使用時の熱交換量を示す．本図には，Case A として， T_{out} を決定するのに上下 2 本の熱電対のみを用いた場合と，Case B としてレークの熱電対 5 本すべてを平均化して求めた場合の Q のグラフを示してあるが，流速がきわめて遅くなる 200 秒付近に至るまで両者はよく一致していることが確認できる．従って以後の実験では， T_{out} を上下 2 本の熱電対の平均として求めた温度を使用することとした．また第9図において，圧力損失係数 Δc_p に関しては以下の式を用いて算出している．

$$\Delta c_p = \frac{(p_{0in} - p_{0out})}{1/2 \rho_{\infty} u_{\infty}^2} \quad (2)$$

(2) 式において， p_{0in} ， p_{0out} はそれぞれ熱交換器上流，下流の全圧， ρ_{∞} は入口主流空気密度である．時間の経過と

第9図 ジェット非使用時の熱交換量と圧力損失

ともに熱交換量に関しては減少し，圧力損失に関しては増大する傾向が見られるが，これらはともに着霜によるものである．

3.2 ジェット使用時の熱交換特性 第10図に，試験開始後 50 秒で噴射時間 0.1 秒のジェットを噴射した場合の，噴射前後における冷却配管の映像を示す．ジェットの噴射により霜が吹き飛ぶ様子が観測でき，冷却管同士の間隔が第6図左の実験開始時とほぼ同等にまで広がっている様子がわかる．第10図右の写真にあるように，霜層は完全には除去

第 10 図 ジェット噴射による霜の吹き飛びの様子
左：ジェット噴射直前，右：ジェット噴射直後。

第 11 図 ジェットを使用した場合の熱交換量

第 13 図 ジェット噴射時間を变化させたときの熱交換量への影響

第 12 図 ジェットを使用した場合の圧力損失

第 2 表 各噴射時間における 0～299 秒の熱交換量の時間平均値

ジェット噴射時間 [s]	平均熱交換量 [W]
0.5	39.1
0.2	39.8
0.1	37.9
0.05	38.2

直前では ΔC_p は約 15 である。これは映像でもわかるとおり、ジェット噴射により霜層が完全に除去される訳ではなく、表面に薄い層が残ることが原因であると考えられる。

第 13 図はジェットの噴射時間を变化させたときの熱交換量への影響を示したグラフである。高压ガス源の消費量削減の意味から、ジェットの噴射時間は極力短い方が望ましい。第 13 図では試験開始から 50 秒および 100 秒後に、それぞれ 0.5, 0.2, 0.1, 0.05 秒間ジェットを噴射した場合の熱交換量の変化を比較している。ジェットの噴射時間が長い場合、噴射直後の熱交換量は通風開始直後の値（約 60 W）を上回るが、これはジェットの長時間噴射により一時的に大量の空気が引き込まれることが原因と考えられる。この通風開始直後の値を上回る熱交換量の増加は長続きせず、数秒後には短秒時の噴射と同等の値にまで下がってしまう。従って時間平均した熱交換量の増加には大きく寄与しない。第 2 表に、0～299 秒の熱交換量の時間平均値を示す。参考として、0.1 秒間ジェットを吹いた場合について、3 回の実験を行い求めた精密度は 0.7 W であった。この誤差を考慮すると、ジェット噴射時間を 0.05 秒程度に短くしても、平均熱交換量はほとんど変化しないことがわかる。

されず、冷却管の表面には薄い層が残る。しかし残留する層は十分に薄く、熱交換量、圧力損失ともに大幅に改善される。第 11 図に、上記ジェット噴射時の熱交換量の変化を、ジェットを使用していない場合と合わせて示す。ジェット噴射と同時に霜が吹き飛び、それに伴い風速計の指示値が増加し、また熱交換器下流の空気温度も下降するため、結果として熱交換量が回復する。第 12 図には同様に圧力損失係数の時間変化を示す。圧力損失係数に関しても、50 秒におけるジェット噴射により急激に回復している様子がわかる。これらの結果により、今回準備したジェットには十分な除霜効果があることが確認された。ただし第 12 図によると、実験開始後 50 秒におけるジェット噴射直前では ΔC_p は約 10 であるが、2 回目の 100 秒におけるジェット噴射の

第14図 噴射間隔の違いによる熱交換量の変化

第3表 各噴射間隔における0～299秒の熱交換量の時間平均値

ジェット噴射間隔 [s]	平均熱交換量 [W]
10	45.2
20	42.6
50	37.9

第14図に、噴射間隔を10秒、20秒、50秒と変化させた場合の熱交換量を示す。1回の噴射における噴射時間はいずれのケースでも0.1秒である。噴射間隔を短くすることで熱交換量の時間平均値はより大きくなる。第3表にそれぞれの噴射間隔における0～299秒の熱交換量の時間平均値を示す。それぞれのケースにおいて、1回の噴射時間は同じく0.1秒である。噴射間隔を10秒にすると、噴射間隔が50秒の場合と比較して熱交換量の時間平均値は20%ほど増加することがわかった。ただし第14図を見ると、噴射間隔を10秒とした場合において、最初のジェット噴射直後の熱交換量は、噴射間隔が20秒および50秒の熱交換量と違いがない。これは霜層がある程度蓄積しないとジェット除霜の効果がないことを意味している。従って噴射間隔を短くすることによる熱交換量の増加には限度があると考えられる。また、噴射間隔を短くすればするほど使用するガスの量が多くなり、ガスタービンに搭載した場合その分だけ性能悪化を招くことになる。実用化の際にはこれらのことを考慮して噴射間隔を決定する必要がある。

以下に、今回の実験で除霜のために使用したジェットの流量と、主流を流れる空気の流量の比を求めてみる。除霜のためのジェットの質量流量 $\dot{m}_j$ は、もっとも流路面積が小さい電磁弁においてチョークしていると考え、 $\dot{m}_j = 2.50 \times 10^{-3} \text{ kg/s}$ である。一方、主流の質量流量は $\dot{m} = 4.34 \times 10^{-3} \text{ kg/s}$ である。ただし第14図におけるジェット流量のうち最大の場合でも、ジェットは10秒ごとに0.1秒間しか噴射しない。このときジェットと主流の質量流量比 ϕ は

$$\phi = \frac{\dot{m}_j}{\dot{m}} \times \frac{0.1}{10} = 0.58\% \quad (3)$$

となる。従って、今回のケースではジェット除霜に必要な流量はタービン翼冷却用のバイパス空気等と比較しても十

第15図 湿り空気ジェットによる除霜の効果

分少ない。

第15図には、ジェットの供給源を乾燥窒素ボンベからドライヤーを装備しないコンプレッサに変え、第11図と同様に50秒間隔、0.1秒間のジェットを噴射し除霜を行った際の熱交換量を示す。参考として、実験実施時の実験室内温度、湿度は19.6°C、41%であった。今回提案する除霜方法は、稲葉ら¹²⁾の研究のようにジェットにより霜を昇華させることを意図したものではなく、衝突による力で吹き飛ばすことを意図したものである。従ってジェット気体の湿度には影響されず、湿り空気の場合でも乾燥窒素の場合と同一の除霜効果が得られた。このことは実用化に際し水蒸気を含む圧縮機下流の空気をジェットの供給源としても問題がないことを意味する。

4. おわりに

予冷ターボエンジンにおけるプリクーラの除霜を目的として、高速ジェットを極低温熱交換器冷却管に衝突させることで除霜を行う手法の成立性を実験により検証した。主流流速1.0 m/s、温度23°C、湿度59%、配管径4 mmの単列熱交換器では、0.1秒間程度のごく少流量のジェット噴射でも十分な熱交換量/圧力損失の改善が見られることが明らかになった。

今回の実験でジェット噴射による除霜の有効性が確認されたのは、冷媒として液体窒素を用い冷却面の温度が約83 Kの場合のみである。大久保ら⁹⁾によれば、この冷却面温度において発生する霜層は第IV領域に分類され、他の冷却面温度において発生する霜よりもろい。従ってジェット除霜にとってはもっとも有利な条件である。しかし実際のプリクーラでは、冷却面温度は冷媒入口付近における極低温から冷媒出口付近における0°C近辺まで、あらゆる冷却面温度が存在する。今後は他の冷却面温度についても本除霜方法の有効性を確認する必要がある。また、今回の実験では単列の熱交換器についてジェットによる除霜を行ったが、実際のプリクーラにおいては多列管群が用いられている。管群が多列になった場合、ジェットが後流側の管群にまで到達せず、除霜の効果が薄れる可能性がある。この場合、上流からのジェット噴射に加え、側面からの噴射も追加する

などの工夫が必要となるかもしれない。しかし、熱交換器の冷却面が極低温の場合、着霜は最前列の管群の上流側に集中するという特徴がある。このことを考慮すると上流のみからのジェット噴射でも十分な効果が得られる可能性もあり、今後の研究での解明が待たれる。

本研究の実験を実施するにあたり、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部の澤井秀次郎准教授に多大な協力を頂いた。また、本研究の一部は科学研究費補助金（基盤研究 C19560793）の補助を受けて実施したものである。ここに記して謝意を表する。

参 考 文 献

- 1) Sato, T., Taguchi, H., Kobayashi, H., Kojima, T., Okai, K., Fujita, K., Masaki, D., Hongoh, M. and Ohta, T.: Development Study of Precooled-Cycle Hypersonic Turbojet Engine for Flight Demonstration, *Acta Astronautica*, **61** (2007), pp. 367–375.
- 2) 久角喜徳：LNG 冷熱利用の新展開，日本機械学会論文集 B 編，**73** (2007), pp. 1155–1159.
- 3) 佐藤哲也，棚次亘弘，原田賢哉，小林弘明，富家純一郎：極超音速空気吸い込み式エンジン用予冷却器（プリクーラ）の開発研究，日本航空宇宙学会論文集，**50** (2002), pp. 196–203.
- 4) 福迫尚一郎，稲葉英男：低温環境下の伝熱現象とその応用，養賢堂，東京，1996, pp. 240–278.
- 5) 日本冷凍協会冷凍空調便覧編集部会：冷凍空調便覧，日本冷凍協会，東京，1981, pp. 355–359.
- 6) Harada, K., Tanatsugu, N. and Sato, T.: Development Study of a Precooler for the Air-Turboramjet Expander-Cycle Engine, *J. Propul. Power*, **17** (2001), pp. 1233–1238.
- 7) 木村竜也，佐藤哲也：凝縮性物質を用いた空気予冷却器（プリクーラ）の着霜軽減に関する研究，日本航空宇宙学会論文集，**51** (2003), pp. 597–605.
- 8) 吹場活佳，佐藤哲也，大久保英敏：予冷却ガスタービンシステムの除霜方法，及び除霜装置，国内特許，特願 2007-45576, 2007.
- 9) 大久保英敏，田島 収：着霜現象に及ぼす冷却面表面温度の影響，日本冷凍協会論文集，**12** (1995), pp. 285–294.
- 10) 原田賢哉：極低温冷媒を用いた空気熱交換器の着霜に関する研究，東京大学博士論文，1999, pp. 78–139.
- 11) アメリカ機械学会編，日本機械学会訳：計測の不確かさ，日本機械学会，東京，1987, pp. 3–53.
- 12) 稲葉英男，堀部明彦，川上理亮：着霜 2 鉛管の昇華による除霜挙動，日本機械学会論文集 B 編，**66** (2000), pp. 2964–2971.