

平成 21 年 6 月 9 日現在

研究種目： 基盤研究（C）
研究期間：2007～2008
課題番号： 19560793
研究課題名（和文） ジェット噴射による極低温熱交換器の着霜低減に関する基礎研究
研究課題名（英文） Fundamental Study of the Jet Defrosting Method on a Cryogenic Heat Exchanger
研究代表者
佐藤 哲也（SATOU, Tetsuya）
早稲田大学・理工学術院・教授
研究者番号：80249937

研究成果の概要：

極低温熱交換器においては、冷却面での着霜除去が主要な課題となっている。本研究では、空気ジェットによって霜層を吹き飛ばすことを提案し、実験的に実証した。まず、熱交換器の単体試験によって、ジェットの効果を確認し、冷却面温度が低い場合ほどジェットの効果が大きいことがわかった。次に、実際のエンジンシステムにおける実証を目的として、模型飛行機用エンジンを改良し、圧縮機出口からジェットを供給する実験装置を構築し、基本的特性を取得した。

交付額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2007年度	1,900,000	570,000	2,470,000
2008年度	1,700,000	510,000	2,210,000
年度			
年度			
年度			
総計	3,600,000	1,080,000	4,680,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：推進, 流体, 着霜, 極低温熱交換器, 予冷ターボジェット

1. 研究開始当初の背景

空気予冷却とは、電力の缶詰ともいわれる液体水素の低熱源としての特性を利用して、ブレイトンサイクル熱機関の比出力および熱効率を飛躍的に向上させるシステムである。空気予冷却によって、ジェットエンジンの作動範囲を現在のマッハ数3から、マッハ数6程度まで拡大できることも大きな魅力であり、「二段式スペースプレーン」や「極超音速輸送機」用の推進系として、研究が進められている。

しかしながら、空気予冷却システムの実現には、主流空気中の水分の凝縮に伴い冷却面に付着する霜層を除去することが最重要課題となっており、申請者を含め世界各国で研究が進められているが、完全に解決した例は未だ明示されていない。

現在、工業プラントや冷凍機等で用いられている方法は、連続して使用できない、使用温度範囲が狭い、システムが大型、複雑化して、飛翔体に搭載することが不可能である等の欠点を有する。これまで、研究代表者らは、空気予冷却器の開発研究を世界に先駆けて行ない、着霜に関しても研究を進め、着霜低減方式として、液体酸素を噴霧する方法、凝縮性物質を噴霧する方法等を提案、実証してきた。それぞれ、着霜の低減効果は見られたものの、液体酸素やメタノールなどを供給するシステムを追加しなければならない。

本研究では、着霜防止策の一手法として空気ジェットによる霜層の吹き飛び効果を新規に考案し、実証することを試みた。

2. 研究の目的

本研究では、極低温熱交換器における霜層の性状とジェットによる吹き飛びに関する基本データの取得およびジェット噴霧による空気予冷却器の着霜防止効果の実証を目的とした。

過去の自然対流下での着霜研究によれば、霜層の性状は冷却面温度に影響を受け、4種類に大別される。一方、本研究で対象とする流れ場は強制対流下であり、冷却面温度のみならず、気流の流速、水蒸気濃度、着霜時間によって変化する。そこで、これらの条件をパラメタとし、霜の性状とジェットによる吹き飛び効果の関係を実験的に調査する。

次に、得られた基礎データを元にシステムとして実証する。本着霜防止システムをエンジンに装着するにあたり、ジェットの量を極力減らすこと、噴射機構をシンプルにすること等のシステム要求が課せられる。まず、ジェットの噴射間隔、噴射量、噴射温度（圧縮機出口温度を模擬）、噴射位置等を考慮の上、熱交換器とジェット噴射装置を設計、製作、試験し、最終的には、小型のジェットエンジンに組み込み確認する。

このとき、圧縮機出口から抽気を行なう際における問題点等も同時に明らかにする。

着霜に関する研究は古くから数多く行われているが、ほとんどが雪や冷凍機などの熱交換器を対象にしたものであり、常温付近かつ自然対流の領域を扱っている。一方、本研究で取り扱う予冷却器の着霜現象は特殊かつ複雑であり、学術的に未知の領域である。常温付近の冷却面では、対流拡散による水蒸気の輸送が支配的で、着霜速度は Chilton-Colburn の相似則から求められるものとおおよそ一致する。しかし、冷却面温度が極低温の場合、水蒸気の飽和濃度は温度に指数関数的に依存して小さくなるために、冷却面の近くが過飽和状態となり、水蒸気が相変化して「ミスト」と呼ばれる微細な水滴または氷粒となる。ミストの発生により水蒸気の濃度分布が変化する上、相変化に伴う潜熱の放出によって温度分布も影響を受けるため、上記の相似則は成り立たなくなる。

このように、冷却面温度、流速、水蒸気密度による霜の性状（ここでは特に付着力）の違いがあるため、今回の提案は、物理的に霜を吹き飛ばすという単純なものであるが、その効果を予測することは容易ではなく、研究成果は学術的にも新規性、独創性を有し、実用価値も高い。

また一方で、エンジンシステムとして成立するか否かを検討しておくことも重要である。すなわち、本システムでは、エンジン圧縮機後方の高圧空気を抽気して利用するため、必要な流量が多い場合にはエンジン性能が低下する危険性がある。また、パルス的な抽気による振動や非定常現象等の問題点を抽出しておくことは、次ステップである実機への適用に向けて肝要である。

3. 研究の方法

(1) 単列管群を用いた要素基礎試験

図1に、基礎実験で使用した実験装置の概略図を示す。実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アクリル製テストセクション(C、詳細は図2)からなる。計測項目としては、主流の風速、温度、湿度、圧力損失である。

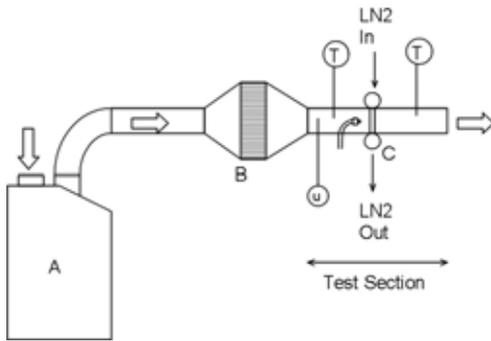


図 1. 基礎実験装置全体図

- 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

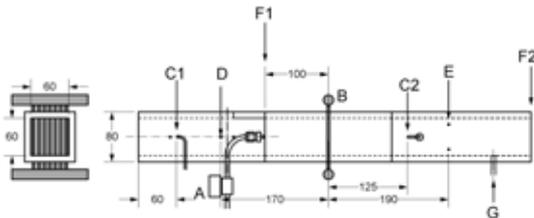


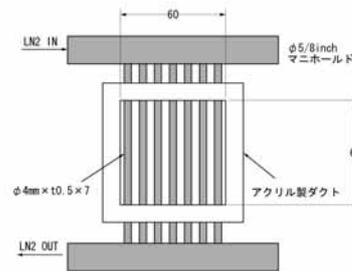
図 2. テストセクション部

ジェット噴射装置には、スロート部の直径が 2.3 mm のラバールノズル型ユニオンを用い、熱交換器の上流約 100 mm の位置に配置した。ジェットの全圧は 0.6 MPa に設定し、ジェット出口での最大流速は約 36 m/s、熱交換器の位置で 18 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 sec と短く設定するため、バルブの非定常的な応答特性を非定常圧力測定により確認した。

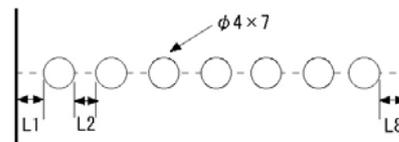
図 3 に、熱交換器の外観図と冷却配管の配置図を示す。熱交換器はマニホールドの役割をする外径 5/8 inch の配管と、7 本の外径 4 mm 冷却管からなる。これらはすべて SUS 製である。冷却管の間隔は、左右の壁面との間隔(L1 および L8)

が 4.3 mm、冷却管同士の間隔(L2)が 8.6 mm となっている。

実験条件を以下に示す。実験開始前の主流空気流速、温度、湿度をそれぞれ 1.0 m/s, 23℃, 59% に設定した。この値は霜層の成長により変化する。冷媒として、液体窒素を加圧供給する(約 0.5 MPa)。熱交換器入口、出口で測定した冷媒温度は 83 ± 1 K であり、入口と出口での温度差は見られなかった。



a) 断面図



b) 冷却配管の配置

図 3 基礎実験用熱交換器

(2) 模型用ジェットエンジンを用いたシステム実証実験

模型飛行機用の小型ジェットエンジン (Mercury エンジン, オランダ AMT 社製) を改造して、実際のエンジンで本除霜システムが成立することを確認する。このエンジンはホビー用であり、エンジン単体の詳細なデータ、特に、非設計点におけるデータは全くないため、まずはその取得を行なった。設備、供試体、計測系、排気系を全て新規に設計・製作した。図 4 上にジェット噴射装置付き予冷却ターボジェットエンジンのシステム概念図を示す。ジェットエンジンの上流側にアクリル製ダクトに収まった熱交換器を装着する。熱交換器に供給する冷媒は、実機の場合液体水素燃料であるが、本実験では燃料とは別系統で液体窒素を供給する。エンジンは推力架台の上に設置され、防音箱の中に納められた。回転数、燃料流量、各位置での圧力、温度および推力を計測し、エンジン性能を算出する。ジェットによる除霜を行わない場合、熱交換器は霜で閉塞し空気流量が低下し、エンジン推力が急速に低下するものと予想される。

また、エンジンの外殻振動を計測し、抽気によるエンジン振動レベルを計測する。

ジェットは、コンプレッサの下流における高压空気を利用して、電磁弁を介して熱交換器に噴射される。この際予測される事態として、ジェット供給時にエンジン燃焼が一時的に不安定になる可能性がある。この場合配管の途中にアキュムレータを付けるなどして対応する。基礎実験の場合と同様、冷却管の表面温度、ジェットの噴射間隔を変化させ、エンジン性能に与える影響を測定する。

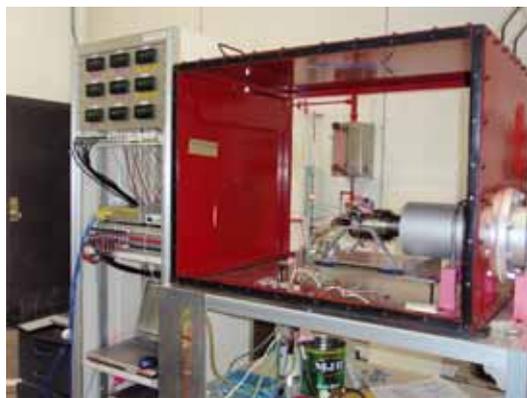
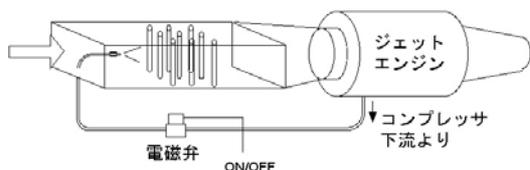


図4. 模型用ターボジェットエンジンを用いたシステム実験概念図(上)および装置(下)

4. 研究成果

(1) 単列管群を用いた要素基礎試験

はじめに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。図5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共に成長し、最終的に流路が閉塞状態となる。図6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ばす様子が観測でき、冷却管同士の間隔が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(図右)。霜層は完全には除去されず、冷却管の表面には薄い層が残るが、残留する層は十分に薄い。



図5 ジェット噴射がない場合の着霜状態
(左:0秒時, 中央:50秒時, 右:250秒時)



図6 ジェット噴射による霜層の吹き飛び
(50秒時, 左:ジェット噴射前, 右:噴射後)

図7に、ジェットがある場合とない場合について、熱交換量の時間変化を比較したものを示す。予備実験によって、熱交換器下流温度の上下方向の空間的なばらつきが見つけたので、以後の実験では上下方向2点の温度計測値を平均して用いている。ジェットの無い場合、着霜の影響で、時間の経過と共に熱交換量が単調に減少している。一方、ジェットがある場合には、ジェット噴射と同時に霜が吹き飛び、熱交換量が回復する。

図8にジェットがある場合とない場合における圧力損失の時間変化を示す。圧力損失に関しても、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有ることが確認された。この図において、実験開始後50秒におけるジェット噴射直前では c_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直前では c_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。

(2) 模型用ジェットエンジンを用いたシステム実証実験

上記のジェット噴射システムをガスタービンに適用する場合、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。一方、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ため、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。

基礎実験によって、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たところ、0.58%であり、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分少ないことが確認された。また、ジェットとして、乾燥窒素の代わりにコンプレッサ（ドライヤー無し）からの湿り空気を用いても除霜効果は確認された。これは、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。

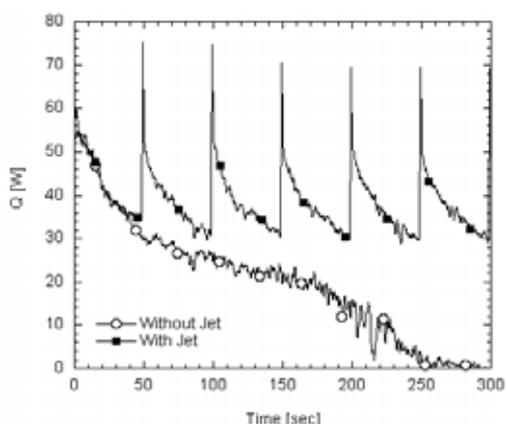


図 7. ジェットの有無による熱交換量の変化

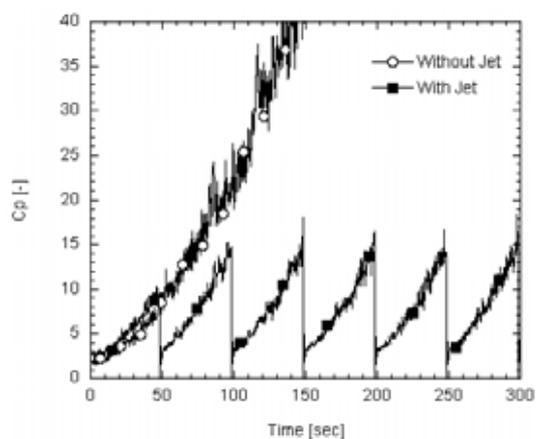


図 8. ジェットの有無による圧力損失の変化

Mercury エンジンの運転の実験結果を以下に示す。図 9 に圧縮機の P-Q マップを示す。メーカーにより与えられた設計点データを用いてサイクル解析を行ない、実験値とあわせることで、各要素の効率等を算出した。図中 印が設計点であり、実験で得られた特性曲線とは、概ね一致している。図 10 に推力のデータを示す。実線は、サイクル解析により求めた計算値である。推力は概ね解析値と一致しており、予冷冷却器のない場合のエンジン特性を把握することができた。熱交換器やジェット噴射装置等に関しては、現在設計を進めており、今年度実験を実施する予定

である。(表 1 に熱交換器の仕様について示す)。以上まとめると、基礎実験によってジェット噴射による着霜防止効果を確認することができた。エンジン実証試験については、完全には完了していないが、目処を立てることができた。

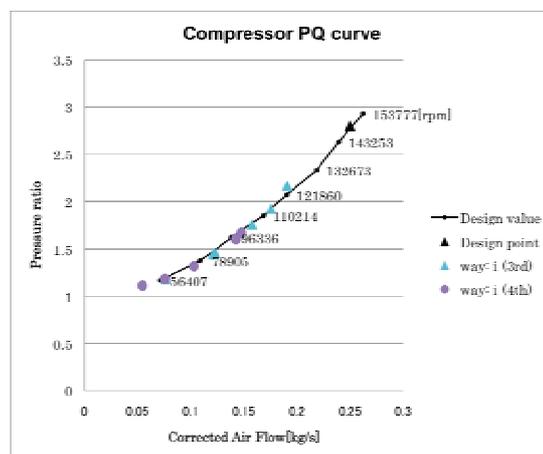


図 9. Mercury エンジンの圧縮機特性

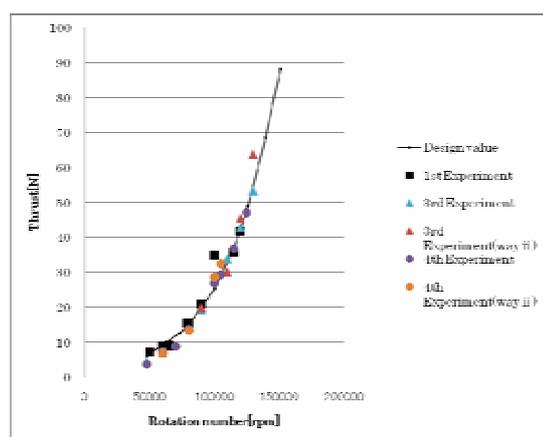


図 10. Mercury エンジンの推力特性

表 1. 熱交換器設計仕様 (設計点)

空気流量, kg/s	0.125
液体窒素流量, g/s	4.59
チューブ本数	18
チューブ外径/内径, mm	4.0/3.7
伝熱面積, m ²	0.0362
熱交換量, W	47.5
空気側温度低下, K	6.8

5. 主な発表論文等

(研究代表者, 研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文](計 2 件)

(1) 吹場活佳, 井上翔, 佐藤哲也, 大久保英敏, 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,日本航空宇宙学会論文集,Vol. 56, No. 657,pp.464-470(2008),査読有り.

(2) 吹場活佳,佐藤哲也,小林弘明,大久保英敏,極超音速ターボエンジン開発における着霜問題,Vol.25,No.2,pp.97-106(2008),査読有り.

〔学会発表〕(計1件)

(1) 佐藤哲也,田口秀之,小林弘明,小島孝之,予冷ターボジェットエンジンに関する基礎研究,平成20年度宇宙輸送シンポジウム(2009.1.20).

〔産業財産権〕

出願状況(計1件)

(1) 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,特許出願2007-45576,特許公開2008-208760.

6. 研究組織

(1) 研究代表者

佐藤 哲也 (SATOU TETSUYA)
早稲田大学・理工学術院・教授,
研究者番号:80249937.

(4) 研究協力者

吹場 活佳 (FUKIBA KATSUYOSHI)
室蘭工業大学・大学院工学研究科・講師
研究者番号:50435814.