

## 科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成25年 5月31日現在

機関番号：12608

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2010～2012

課題番号：22760622

研究課題名（和文） 超臨界CO<sub>2</sub>冷媒を利用した航空エンジン用再生器・中間冷却器の研究研究課題名（英文） Study on intercoolers and recuperators for aviation engine using super critical CO<sub>2</sub>

研究代表者

伊藤 優 (Yutaka Ito)

東京工業大学・大学院総合理工学研究科・助教

研究者番号：10323817

研究成果の概要（和文）：航空機からの二酸化炭素排出量削減のため、研究代表者は、圧縮機静翼を熱交換器として利用する新しい中間冷却・再生した航空用ガスタービンを提案した。この新型中間冷却・再生エンジンのより正確なサイクル計算のため、熱交換性能を評価する実験を行った。実際のジェットエンジンの圧縮機を再現するため、1:マッハ数 0.6 の高温空気を循環式風洞により形成した、2: 圧縮機静翼として NACA65-(12A2I8b)10 翼型の 3 枚翼列を使用した、3:二酸化炭素、水を最大 30MPa の高圧低温冷媒として、循環ポンプと冷却部を備えた循環流路内に封入した。この装置を用いて 0° から 25.5° の迎角で実験を行い、従来の伝熱に関する経験則との比例係数の違いを評価した。空気-翼型熱交換器の間の伝熱に関しては Dittus-Boelter correlation の係数 0.023 に対して、二酸化炭素で 0.057、水で 0.033 が得られた。冷媒-翼型熱交換器の間の伝熱に関して Colburn analogy の係数 0.037 に対して、二酸化炭素で 0.024、水で 0.034 が得られた。本知見により、新型中間冷却・再生エンジンのより正確なサイクル計算が可能となった。

研究成果の概要（英文）：In order to reduce carbon dioxide emission from aviation, the research representative proposed a new intercooled and recuperated aviation gas-turbine engine, or a new IR engine, that utilizes compressor stators as heat exchanger. For more accurate cycle calculation of a new IR engine, experiments were conducted to estimate heat transfer performance. For simulating a compressor in a practical jet engine, 1: a hot air flow at Mach number of 0.6 are prepared by a closed return wind tunnel, 2: a cascade of three NACA65-(12A2I8b)10 airfoils are prepared as compressor stators, 3: carbon dioxide or water as a cold refrigerant at high pressure of 30MPa maximum are prepared in a closed loop with a recirculation pump and with a cooling section. Using this facility at angle-of-attack in a range of 0° to 25.5°, proportionality factors are obtained different from conventional empirical one. For heat transfer between hot air and airfoil, proportionality factor of 0.033 is obtained in water refrigerant case and 0.057 is obtained in carbon dioxide refrigerant case instead of 0.023 in Dittus-Boelter correlation. For heat transfer between airfoil and cold refrigerant, proportionality factor of 0.034 is obtained in water refrigerant case and 0.024 is obtained in carbon dioxide refrigerant case instead of 0.037 in the Colburn analogy.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2010年度	2,200,000	660,000	2,860,000
2011年度	600,000	180,000	780,000
2012年度	500,000	150,000	650,000
年度			
年度			

総計	3,300,000	990,000	4,290,000
----	-----------	---------	-----------

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：(5) 推進・エンジン

### 1. 研究開始当初の背景

2005年世界の航空機排出CO<sub>2</sub>は、総排出量の3%に過ぎないが、絶対量は1995年比33%増と急増している(文献：“Cutting transport CO<sub>2</sub> emissions: What progress”, OECD/ITF, 2007より)。さらに2028年までに旅客需要は2008年比2.5倍、貨物はそれ以上と予測されている(文献：“平成20年度民間輸送機に関する調査研究”，日本航空機開発協会2009より)。また航空用エンジンは出力密度の関係で、これから20年はガスタービン以外に代替が見込めない(文献：“航空エンジン”，林茂，ガスタービン学会誌35(2)pp.51-56, 2007より)。一方、CO<sub>2</sub>排出の46%の発電、19%の製造・建設、17%の自動車など(文献：“CO<sub>2</sub> Emissions from Fuel Combustion, 2008 Edition”, OECD/IEA, 2008より)は、原子力や燃料電池、自然エネルギーなど新技術で排出減少の解決策が示されつつある。このままではCO<sub>2</sub>総排出量に占める航空機の割合の上昇は免れない。航空会社も激化する低価格競争・原油価格高騰の影響で良燃費(=CO<sub>2</sub>低排出)機体・エンジンへの関心を示し、Boeing787やAirbus350が人気を得ている。これらに採用されたエンジンGENxやTrent1000/XWBは、CFDでの翼型設計、反転ロータや希薄燃焼器などにより、GENxでCF6比15%の燃費向上(General Electricのwebより)、Trent1000/XWBでTrent900比5%の燃費向上(Rolls-Royceのwebより)を達成している。欧米共に産官共同で2020年までに航空機排出CO<sub>2</sub>を1990年比50%削減するプロジェクトが進行中(文献：“Maintaining U.S. leadership in aeronautics”, National academy press, 1998, “Aeronautics for Europe - A partnership for research and technology and European growth”, 2000, “European aeronautics: A vision for 2020”, 2001より)で、内エンジンで10-15%のCO<sub>2</sub>削減を目標とした。今後も燃費向上競争が加速される。Lundbladhらは当時の水準で基本エンジン、基本エンジン+中間冷却器、基本エンジン+中間冷却器+再生器の3つのCO<sub>2</sub>排出量比較を行い、中間冷却器付は基本エンジン比6%削減でき、重量増でも経済的利益が出るとしたが、再生器付は基本エンジン比12%の削減が見込めるが、重量増で燃料価格が2003年比約10倍以上でないとならば経済的利益が出ないと結論づけた(文献：“Heat exchanger weight and efficiency impact on jet engine

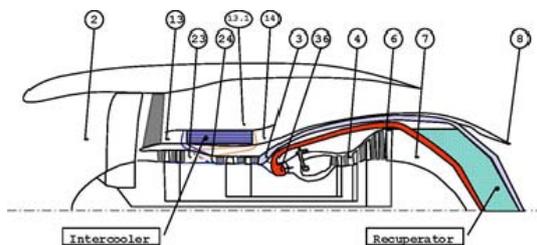
transport application”, ISABE-2003-1122より)。Wilfertらは再生器を作成し、中間冷却器+再生器付は基本エンジン比17%のCO<sub>2</sub>削減を達成したが、実際のエンジンとしての採用は将来の課題と結論づけた(文献：“CLEAN - Validation of a GTF high speed turbine and integration of heat exchanger technology in an environmental friendly engine concept”, ISABE-2005-1156より)。これらの文献に基づき、RollsRoyceの欧州は再生器をあきらめ中間冷却器+減速ギア+オープンロータの計画が進行している。GEやPratt & Whitneyの米国も減速ギアやオープンロータの開発を進めている(文献：“New-Generation GE Open Rotor and Regional Jet Engine Demo Efforts Planned”, Aviation week and space technology, May 11, 2008より)。このように、再生器でCO<sub>2</sub>排出を大きく削減できると認識されながら実際には採用されない原因は、想定する再生器付エンジン内の作動空気流路が不適切であるためと考える。作動空気の流れを次ページに示す。ファン、LP圧縮機が断熱圧縮した作動空気を、中間冷却器で冷却し密度を高めHP圧縮機に導く。ここでHP圧縮機の圧縮効率を高め、圧縮動力を低減(=CO<sub>2</sub>低排出)する。作動空気をHP圧縮機出口③よりエンジン外周を通し排気口の再生器に導く。排気ガスで加熱した作動空気を③に戻し燃焼器へ導き、燃焼器入口温度を③より上昇させ燃費低減(=CO<sub>2</sub>低排出)を図る。

このとき、中間冷却器・再生器そのものよりも、取回し配管の長さが、著しい重量・圧損の増加の原因である。これが本器の実現を阻む。これを解決するための研究代表者の独創的なアイデアは、超臨界CO<sub>2</sub>冷媒を利用し、取回し配管を取り除くものである。

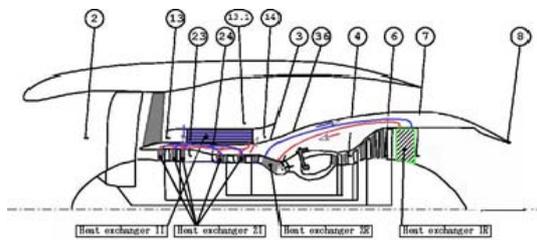
具体的には、出口の再生器(気体-気体熱交換器)に代わり、再生器1r(超臨界流体-気体熱交換器)を設置する。超臨界流体は気体より熱伝導率が高く熱交換器を小型化できる。加熱された超臨界CO<sub>2</sub>はHP圧縮機と燃焼器の間の再生器2r(超臨界流体-気体熱交換器)へと導く。超臨界流体は気体より密度が大きく配管が小径・軽量となる。再生器2rも1rと同様に小型化でき、作動空気をHP圧縮機から再生器2rを通しそのまま燃焼器へ導けるため圧損も小さい。超臨界CO<sub>2</sub>冷媒はCO<sub>2</sub>用コンプレッサで再生器2rから1rに戻す。一般に中間媒体を利用した再生システムは、

直接熱交換に比べ熱効率的に不利と言われるが、重量増を嫌う航空用エンジンでは環境面 (=CO<sub>2</sub> 低排出)、経済面 (燃費向上と重量増加のトレードオフ) とともにメリットがある。

同様に、中間冷却器でも、中間冷却器 1i と 2i(両者とも超臨界流体-気体熱交換器)を分離し、超臨界 CO<sub>2</sub> 冷媒により熱を輸送する。小型の中間冷却器 2i は設置位置の自由度が高く、作動空気流路の変更が不要で圧損が小さい利点を生かし、従来不可能であったロータ(動翼)間の設置も検討できる。実現すれば多段中間冷却により圧縮過程が等温圧縮(カルノーサイクルの圧縮過程)に近づき、圧縮効率向上による圧縮動力低減 (=CO<sub>2</sub> 低排出・推力増大)が見込める。



従来の中間冷却器・再生器付ジェットエンジン(文献: "CLEAN - Validation of a GTF high speed turbine and integration of heat exchanger technology in an environmental friendly engine concept", ISABE-2005-1156 より)



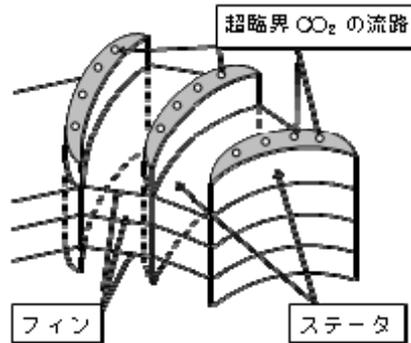
研究代表者が考案した中間冷却器・再生器付ジェットエンジン

## 2. 研究の目的

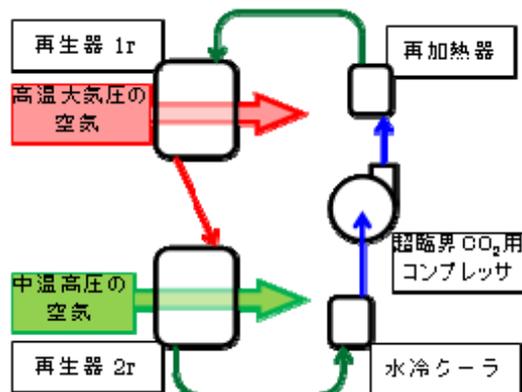
本研究「超臨界 CO<sub>2</sub> 冷媒を利用した航空エンジン用再生器・中間冷却器の研究」は、出力密度の関係でガスタービン以外に代替が見込めない航空エンジンの CO<sub>2</sub> 排出量削減に寄与するため、産業用では一般的だが重量増を非常に嫌う航空エンジンでは導入されていない、サイクル効率を向上する再生(熱交換)器・中間冷却(熱交換)器の実現を目的とする。本研究は、小型軽量化のため、熱伝導率の高い超臨界 CO<sub>2</sub> 冷媒を利用するという独創的な発想に基づき、経済性にも優れた超小型軽量再生器・中間冷却器の開発を目論む革新的・挑戦的な研究である。

## 3. 研究の方法

1: 中間冷却器・再生器の運転条件・要求性能を算出するソフトの製作 既に収集済みである最新の低燃費エンジン Trent1000 や GEnx の仕様を参考に、本研究で開発を目論む超臨界 CO<sub>2</sub> 冷媒を利用した中間冷却器・再生器を組み込んだ場合の運転条件・要求性能を算出するソフトを作製した。後述する実験の結果、実際の性能と、この段階で目論んだ性能とが一致しない場合に対応できるように、幅広い条件を設定し運転条件・要求性能を算出するよう注意した。



中間冷却器を兼用したステータ(静翼)  
(ステータ内の超臨界 CO<sub>2</sub> 流路でステータを冷却し、ステータ・フィンを介して作動空気を冷却する)



試験装置の概略図(構成例=再生器用)

2: 中間冷却器の設計 上記の運転条件・要求性能を基に中間冷却器の設計を行った。中間冷却器 2i(吸熱部)は、内部に超臨界 CO<sub>2</sub> を流動させたステータ(静翼)そのものをフィンとして利用し、伝熱性能を一層向上させるためステータ同士もフィンで連結する構造(チューブフィン型熱交換器の一種)も検討した。翼型熱交換器は実現できれば、中間冷却器導入に係る重量・部品点数増を大きく抑制でき、圧損低減、既存システムの有効利用といったメリットがある。そこで、ステータ内の超臨界 CO<sub>2</sub> 流路の設計、運転停止時・離陸時の温度・流れ場の変化に伴うフィンへの熱応力・流体力の検討、および、作動

空気流れに与えるフィンの影響を練成して考えた。そこで、経験式を用いて設計した後、研究代表者が既に所有する ANSYS+CFX(商用の構造流体連成解析ソフト)を利用し設計案を数値的に検討した。中間冷却器 1i(放熱部)に関しても、十分な放熱性能と軽量・低圧損となるよう検討した。

3: CO<sub>2</sub>用循環ループの作成 世界の超臨界 CO<sub>2</sub>冷媒利用を主導する給湯用ヒートポンプ(エコキュート)を参考に、超臨界 CO<sub>2</sub>用循環ポンプを用意し、循環ループすべてを高耐圧の構造にすることで、二酸化炭素、水冷媒を 30MPa(約 300 気圧)で封入することができた。

4: 試験装置の製作 作成した超臨界 CO<sub>2</sub>、水兼用循環ループを利用し、中間冷却器・再生器の試験装置を設計した。このとき、超臨界 CO<sub>2</sub>冷媒用循環ポンプは放熱部からの戻り配管に取り付けられるが、系の中では最低の温度レベルとはいえ、当コンプレッサの運転想定温度範囲を大きく上回る。そこで、当コンプレッサ入口に高温超臨界 CO<sub>2</sub>冷媒を冷却する水冷クーラ、および、当コンプレッサ出口に超臨界 CO<sub>2</sub>冷媒の温度を水冷クーラの上流温度に戻す再加熱器を取り付けた。サイクル効率の精密な評価のため、水冷クーラ上流と再加熱器下流の温度は自動的に同一となるような機構とした。

中間冷却器用の構成では、1i(放熱部)用の低温大気圧流は軸流ファンで供給し、2i(吸熱部)用の中温高压流は空気用コンプレッサで断熱圧縮された高压空気を供給する。再生器用の構成では、2r(放熱部)の中温高压流は空気用コンプレッサで断熱圧縮された高压空気を供給し、1r(吸熱部)の高温大気圧流は軸流ファンから供給した大気圧空気を供給した。

#### 4. 研究成果

この装置を用いて翼列の迎角 0°から 25.5°の実験を行い、従来の伝熱に関する経験則との比例係数の違いを評価した。空気-翼型熱交換器の間の伝熱に関しては Dittus-Boelter correlation の係数 0.023 に対して、二酸化炭素で 0.057、水で 0.033 が得られた。冷媒-翼型熱交換器の間の伝熱に関して Colburn analogy の係数 0.037 に対して、二酸化炭素で 0.024、水で 0.034 が得られた。本知見により、新型中間冷却・再生エンジンのより正確なサイクル計算が可能となった。

#### 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 1 件)

① Yutaka Ito, Naoya Inokura and Takao Nagasaki. Heat Transfer Coefficients of

Airfoil Heat Exchangers between Air and Refrigerant, Journal of Heat Transfer (投稿中)

[学会発表] (計 6 件)

① 伊藤 優, 既存部品を伝熱面とした中間冷却再生器付低燃費航空用ガスタービンの性能予測, 第 24 回 翼列研究会, 第 24 回 翼列研究会論文集, 翼列研究会, Vol. 24, Dec. 2012, 査読なし.

② Yutaka Ito, Naoki Yamamoto, Takao Nagasaki. Estimation of Heat Transfer Performance for Compressor Stators Heat Exchangers in a New Intercooled and Recuperated Aviation Gas-Turbine Engine. 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2012-3937, American Institute of Aeronautics and Astronautics, pp. 1-10, 査読あり, Jul. 2012.

③ Yutaka Ito. Intercooled & recuperated jet engine and Visualization of cryogenic cavitation on a turbo-pump inducer for rocket engine, Silkroad Workshop 2012, 査読なし, May. 2012.

④ Yutaka Ito. Performance Prediction of an Intercooled and Recuperated Aero Gas Turbine Using Already Equipped Components as Heat Exchanger, Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Proceedings of AJCPP2012, 査読なし, Mar. 2012.

⑤ Yutaka Ito, Takao Nagasaki. Suggestion of Intercooled and Recuperated Jet Engine Using Already Equipped Components as Heat Exchangers, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2011-6102, American Institute of Aeronautics and Astronautics, pp. 1-16, 査読あり, Jul. 2011.

⑥ Yutaka Ito, TAKAO NAGASAKI. Consideration of Intercooled and Recuperated Jet Engine Using Super-critical CO<sub>2</sub>, Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010, Proceedings of Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010, No. 72, pp. 1-10, 査読なし, Mar. 2010.

[その他]

ホームページ

<http://www2.es.titech.ac.jp/ito/index-j.html>

#### 6. 研究組織

(1) 研究代表者

伊藤 優 (Yutaka Ito)

東京工業大学・大学院総合理工学研究科・助教

研究者番号: 10323817