

翼型熱交換器で構築した 軽量ICRエンジン搭載航空機のフューエルバーン

Fuel Burn of an Aircraft with Lightweight ICR Engines Using Airfoil Heat Exchangers

二ノ宮 竜成^{*1}
NINOMIYA Ryusei

伊藤 優^{*1*2}
ITO Yu

長崎 孝夫^{*1}
NAGASAKI Takao

ABSTRACT

Along with accommodating the recent increase in demand for aircraft passengers and cargos, the reduction of aircraft CO₂ emissions is an urgent task. It is expected that a reduction in fuel consumption of aircraft engines will greatly contribute to reducing CO₂ emissions. In this study, we focus on a lightweight ICR system using airfoil heat exchangers designed by Ito et al. This ICR system was mounted on the "GENx-1B64" base engine used in B787-8, based on the assumption that the total mass of the engine does not change. Three cases were investigated, namely the base engine, the ICR engine, and the ICR engine taking into consideration the reduction in loaded fuel mass as a result of the ICR system. We evaluated the effectiveness of this ICR system by calculating the fuel burn of the entire aircraft for the flight path between Narita Airport and Chicago O'Hare Airport.

キーワード：ガスタービン，ジェットエンジン，サイクル計算，翼型熱交換，フューエルバーン

Key words : Gas turbine, Jet engine, Cycle calculation, Airfoil heat exchanger, Fuel burn

1. 記号

A	面積
C_p	等圧比熱
Comb	燃焼機
D	内径
f	燃料消費量
HPC	高圧圧縮機
HPT	高圧タービン
HTM	熱輸送媒体
h	熱伝達係数
IC	中間冷却熱交換器
ICR	中間冷却再生熱交換器
L_c	翼弦長
LPC	低圧圧縮機
LPT	低圧タービン
M	マッハ数
m	重量流量
Nu	ヌセルト数
OPR	全体圧力比
Pr	プラントル数

Q	熱伝達量[W]
R	再生熱交換器
Re	レイノルズ数
SFC	1 エンジンの単位推力単位時間当たりの燃料消費率
T	推力
TIT	タービン入口温度
ΔT_{lm}	対数平均温度差
ε_{MA}	熱容量流量比 (=熱輸送媒体の熱容量流量/空気の熱容量流量)
Φ	入口での温度差と対数平均温度差の比
ϕ	温度効率
η	対向流熱交換器での統括熱伝達係数
ξ	迎角
ψ	熱流量の修正因子

添字

air	空気
aircraft	機体全体
entire	一つの翼型熱交換器の全体
in	入口
out	出口
htm	HTM (熱輸送媒体)

原稿受付 2018年11月21日

査読完了 2019年7月30日

*1 東京工業大学 工学院機械系

〒226-8502 横浜市長津田町4259-G3-33

*2 現所属 東京大学工学系研究科 航空宇宙工学専攻

2. はじめに

近年、グローバル化の背景で、Fig. 1に示すように、2037年までに航空機の旅客、及び、貨物の需要が、それぞれ2.4倍（ $=18587/73371$ 兆人・km）、2.2倍（ $=508/227$ 10億t・km）になると予測されている⁽¹⁾。この増大していく航空機需要に基づき、CO₂排出量の増加が予測されている航空機でも、地球温暖化対策として、CO₂削減が求められている。

ICAO（国際民間航空機関）は、2010年の第37回総会において、先進国も途上国も含めた中期目標として、2020年以降CO₂総排出量を現在より増加させないこと、を掲げた。航空機におけるCO₂排出量削減には、機体、及び、航空推進機（エンジン）の性能向上や軽量化による燃料消費量の削減が必要である。特に、航空推進機の性能向上は燃料消費量の削減に大きく寄与することが期待されている。さらに長期目標として、2005年を基準とし2050年までにCO₂総排出量を50%削減することを掲げており、その内の半分程度の削減に航空推進機の性能向上が貢献することを求めている⁽²⁾。

航空推進機におけるCO₂排出量の削減方法として、自動車と同様に電動化が注目されている。航空推進機は重量当たりの出力である出力密度が大きいことが要求されるが、電動航空推進機は、搭載するモータや電池の出力密度が小さいため、現状としては実用化には至っていない。電動航空推進機の実用化は、80席級のリージョナル旅客機で、2030年代に旅客、及び、貨物を積載しない状態でかろうじて飛行可能となる程度であり、これより大型機用の電動航空推進機の実用化には、更に時間を要すると予測されている⁽³⁾。

ゆえに、これから数十年においては、現状で航空推進機として圧倒的なシェアを誇る航空用ガスタービンエンジンの燃料消費量の削減、すなわち、低燃費化、高効率化が重要となる。低燃費高効率航空用ガスタービンエンジンとして、中間冷却器・再生器付き（ICR）エンジンが注目されている^{(4),(5),(6)}。中間冷却器（IC）システムでは、圧縮過程のコア流と、バイパス流で熱交換を行う。前段圧縮機で断熱圧縮されたコア流を冷却させることで、密度を増加させ、体積流量を減少させるため、後段圧縮機の仕事を低減させ、推力を増加させる。そのため、同一推力では、中間冷却器を搭載していないエンジンに比べて搭載したエンジンは小型化、軽量化できる。一方、再生器（R）システムは、燃焼器入口の空気流をコアエンジンからの高温排気ガスと熱交換させ、加熱することで燃料消費量を削減させる。

Wilfertら⁽⁷⁾は、ICRエンジンの要素試験を行い、基準エンジンと比較して単位推力・単位時間当たりの燃料消費率（SFC）が17%削減されることを報告した。しかし、Fig. 2に示すような従来のICRシステムは新たに付加した金属製のICとRとそれらとガスタービン各部を接続する高圧空気用の大径の金属製配管による重量増加の問題

が解決できず、実用化には至らなかった。

この重量増加の問題を解決するために、伊藤ら^{(8),(9)}は、Fig. 3に示す航空用ガスタービンエンジンに適した軽量熱交換器システムを提案した。この熱交換器システムは、液体や超臨界流体の熱輸送媒体（HTM）によって、高温部と低温部に設置された熱交換器の間を熱輸送する。HTMは、単位体積当たりの熱輸送能力が空気よりも高いため、空気よりも小径軽量の接続配管で、同じ熱輸送率を実現できる。また、既存の空気流路の変更が不要でガスタービンの出力低下をもたらすこともない。

さらに、伊藤ら^{(8),(10)}は、Fig. 4に示すように圧縮機固定静翼やガイドベーン等を伝熱面とする翼型熱交換器を考案し、これに前述のHTMを用いた軽量熱交換器システムを組み合わせ、航空機用ガスタービンエンジンに適用することを提案した。これにより、金属製のICとR、及び、高圧空気用の大径の金属製配管が不要な軽量ICR航空用ガスタービンエンジンの実現が期待されている。

本研究では、B787-8 に搭載されているGENx・IB64 を基準エンジンとし、翼型熱交換器を用いた軽量ICR システムを導入したケースにつき、航空機全体の重量を考慮したフューエルバーンの低減効果を検討した。前述のようにICを導入したエンジンは、同一推力では基準エンジンより小型化でき、その分、軽量となる。この重量が小さくなったマージンを用いて、軽量ICRシステムを導入し、ICRエンジンの総重量は基準エンジンと同一とした。このエンジン重量の仮定に基づき、基準エンジンを搭載したB787-8（Case1）、ICRエンジンを搭載したB787-8（Case2）、ICRエンジンを搭載したB787-8においてICRシステムにより削減される燃料を考慮し、あらかじめ搭載する燃料を減少させたB787-8（Case3）の3つの場合を想定した。そして、SwRL社のNPSS（Numerical Propulsion Simulation System）⁽¹¹⁾を用いて、サイクル計算を行った。この時、成田-シカゴ間のフライトパス（離陸-上昇-巡航-下降-着陸）を想定し、推力、SFCを計算した。そのSFC、推力、フライトにかかる時間から、機体全体のフライト当たりの総燃料消費量であるフューエルバーンを算出した。このフューエルバーンを比較することで、翼型熱交換器を利用したICRシステムの燃料消費低減の有効性を評価した。

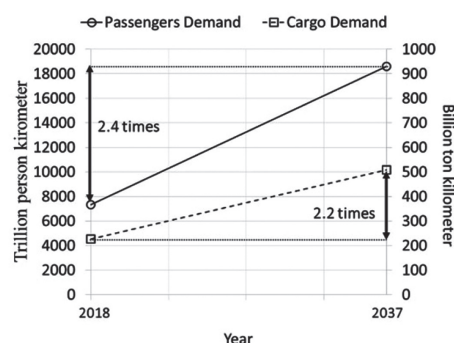


Fig. 1 Aircraft market forecast

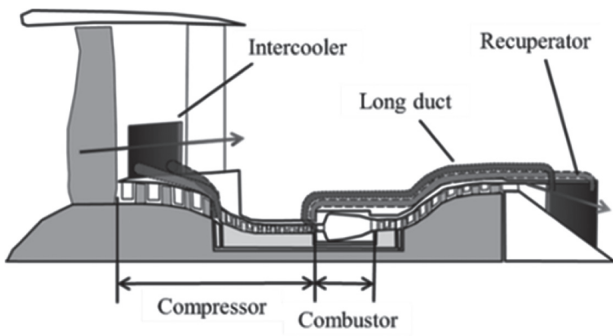
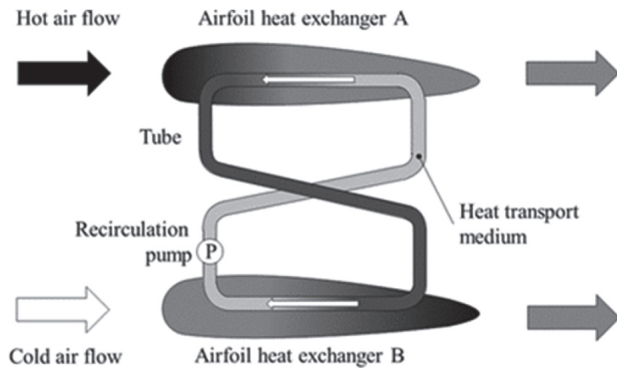
Fig. 2 Conventional ICR engine⁽⁴⁾

Fig. 3 Schematic of an airfoil heat exchanger system using a heat transport medium between a hot and cold sections

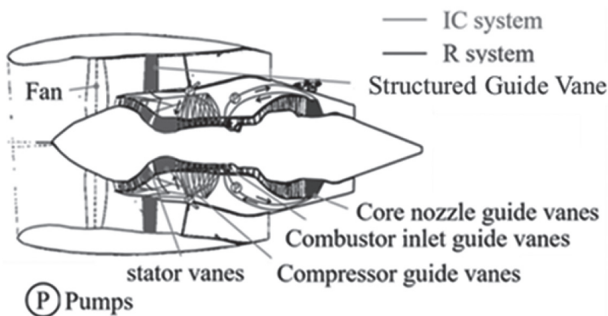


Fig. 4 New ICR system by using airfoil heat exchangers

3. 翼型熱交換器を利用したICRシステムの熱性能評価

伊藤らは、実験的に翼型熱交換器の性能を評価した^{(12),(13)}。本研究では、その結果である以下の関係を用いた。

翼型熱交換器の空気に接している翼面の熱伝達係数 h_{air} は、空気のヌセルト数 Nu_{air} によって計算した。

$$h_{air} = Nu_{air} \frac{k_{air}}{L_c} \quad (1)$$

$$Nu_{air} = 1.44 \times 10^{-1} Re_{air}^{0.67} \quad (2)$$

さらに、翼型熱交換器の冷媒に接触している円筒面の熱伝達係数 h_{htm} は、Dittus-Boelterの式を用いて、HTMのヌセルト数 Nu_{htm} により計算した。

$$h_{htm} = Nu_{htm} \frac{k_{htm}}{D_{htm}} \quad (3)$$

$$Nu_{htm} = 2.30 \times 10^{-2} Re_{htm}^{0.8} Pr_{htm}^{0.3} \quad (4)$$

翼型熱交換器の1枚の熱伝達量 Q は、(5)式で評価した。

$$Q = \psi \eta A_{htm} \Delta T_{lm} \quad (5)$$

ここで、 ψ はステンレス製の翼型熱交換器の修正因子である。実機で使用するチタン合金やニッケル基耐熱合金の熱伝導率は、ステンレスに近いので同じ(6)式の修正因子が適用できると仮定した。

$$\psi = \frac{0.1236\{0.02093|\xi| + 1\}}{\phi_{htm} - \exp\{-0.5 \times \min(1, \varepsilon_{MA})\}} + 1 \quad (6)$$

ξ は、入口空気側の翼の迎角である。温度効率 ϕ_{air} 、 ϕ_{htm} と熱容量流量比 ε_{MA} は、以下の式で書くことができる。

$$\phi_{air} = \frac{T_{air,in} - T_{air,out}}{T_{air,in} - T_{htm,in}} \quad (7)$$

$$\phi_{htm} = \frac{T_{htm,out} - T_{htm,in}}{T_{air,in} - T_{htm,in}} \quad (8)$$

$$\varepsilon_{MA} = \frac{m_{htm} C_{p,htm}}{m_{air} C_{p,air}} \quad (9)$$

m_{air} と m_{htm} は、空気とHTMの翼型熱交換器1枚当たりの重量流量であり、 $C_{p,air}$ と $C_{p,htm}$ は、空気とHTMの比熱である。また、 η は翼型熱交換器の熱抵抗を伴わない理想的な対向流熱交換器のための総括熱伝達係数であり、次式のように表される。

$$\eta = \frac{1}{\frac{1}{h_{htm}} + \frac{1}{h_{air}} \frac{A_{htm}}{A_{air}}} \quad (10)$$

A_{htm} は、1枚の翼型熱交換器のHTMの伝熱面積であり、 A_{air} は、1枚の翼と空気との伝熱面積である。 ΔT_{lm} は対数平均温度差であり、次式で表すことができる。

$$\Delta T_{lm} = \Phi(T_{air,in} - T_{htm,in}) \quad (11)$$

Φ は、入口空気温度とHTMの温度の間の対数平均温度差の比であり、次式のような関係式で表される。

$$\Phi = 1 \quad \text{for } \varepsilon_{MA} = 1 \quad (12)$$

$$\Phi = \frac{|\phi_{htm}| - |\phi_{air}|}{\ln \left[\frac{1 - |\phi_{air}|}{1 - |\phi_{htm}|} \right]} \quad \text{for } \varepsilon_{MA} \neq 1 \quad (13)$$

実際の熱交換量は、各段で $Q \times (\text{翼の枚数})$ によって推算した。また、流路壁を伝熱面として考慮しその面積に応じて、翼の枚数を付加した。

4. サイクル計算の計算手順

本研究では、B787-8に搭載したGENx-1B64のサイクル計算を行い、フライト全体での総燃料消費量であるフューエルバーンを算出し、翼型熱交換器で構築した軽量ICRエンジンの燃費性能を評価した。エンジンのサイクル計算には、ガスタービン用サイクル計算ソフトNPSSを用いた。NPSSには、設計点の目標推力を実現するために必要なガスタービンの構成要素（ファン、LPC、HPC、HPT、LPTの各段）の断面積を求める「設計モード」と、設計した構成要素の断面積を用いて非設

計点の推力を求める「非設計モード」が存在する。

4.1 NPSSによるモデルエンジンの設計

Table 1に示したように実機のGENx-1B64と同様の構成要素（2軸式、ファン1段、LPC4段、HPC10段、燃焼器、HPT2段、LPT7段）をNPSSに与えサイクル計算を行った。これは、FAA（アメリカ連邦航空局）のType Certificate Data SheetとEASA（欧州航空安全機関）のTYPE-CERTIFICATE DATA SHEETを元に作成した。はじめに、構成要素の設計パラメータ（圧力比、ポリトロープ効率、燃焼器効率など）を仮定した。次に、この設計パラメータを用いて、設計点としたTable 2に示す高空巡航時の運行条件、及び、高空巡航時のTITを用いて、「設計モード」により各構成要素の断面積を求めた。これが、実機のGENx-1B64の各構成要素の断面積と同じになるように設計パラメータを修正した。この過程を数回繰り返して実機のGENx-1B64と同じ各構成要素の断面積を持つモデルエンジンを設計した。さらに、このモデルエンジンを離陸時の運行条件を用いて「非設計モード」で離陸時推力を計算した。この離陸時推力がカタログ値298kNと同様となる時のTITを求めた。このTITが最大許容TIT以下であればモデルエンジンの設計は完了とした。一方、最大許容TITより高ければ、高空巡航時のTITを修正し、構成要素の設計パラメータの設計からやり直した。上記過程により、GENx-1B64と同等の性能・サイズを持つモデルエンジンを設計した。本モデルエンジンを「基準エンジン」とし、基準エンジンの重量はTable 1に示す実機のGENx-1B64と同重量とした。

4.2 ICRエンジンの設計

ICRエンジンの構成要素、及び、設計パラメータは基準エンジンと同様とした。はじめに、ICを導入する複数の構成要素、及び、Rを導入する構成要素を選定し、それぞれのIC,Rに流動させるHTMの流量を仮定した。次に、設計点である高空巡航時の運行条件、及び、高空

Table 1 Specifications of engines

Aircraft	Genx-1B64	Genx-2B67
Fan diameter [m]	2.82	2.66
Length [m]	4.95	4.31
Weight [kg]	5,816	5,623
Configuration	1-stage fan, 4-stage LPC, 10-stage HPC, 2-stage HPT, 7-stage LPT	1-stage fan, 3-stage LPC, 10-stage HPC, 2-stage HPT, 6-stage LPT

Table 2 Design parameters

Type	Base	ICR
Flight status	Cruise	
Altitude [m]	12192	
Flight Speed (Mach number)	0.85	
Airflow rate [kg/s]	386	
OPR	52.3	
TIT [K]	1780	

巡航時のTITを用いて、「設計モード」により各構成要素の断面積を求めた。

また、本研究では、Fig. 3で示した翼型熱交換器を使用した。その使用箇所をFig. 5に示す。中間冷却器は圧縮機の圧力比を等分する位置に配置すると効果的に圧縮空気の冷却が行えることが知られている。そこで、中間冷却の冷却部は、圧縮機内の圧縮比を考慮し、3か所選定した。具体的には、LPC4段目とHPC1段目の間のガイドベーン、HPC4段目、及び、6段目の静翼である。中間冷却器の放熱部には、ストラクチャードガイドベ

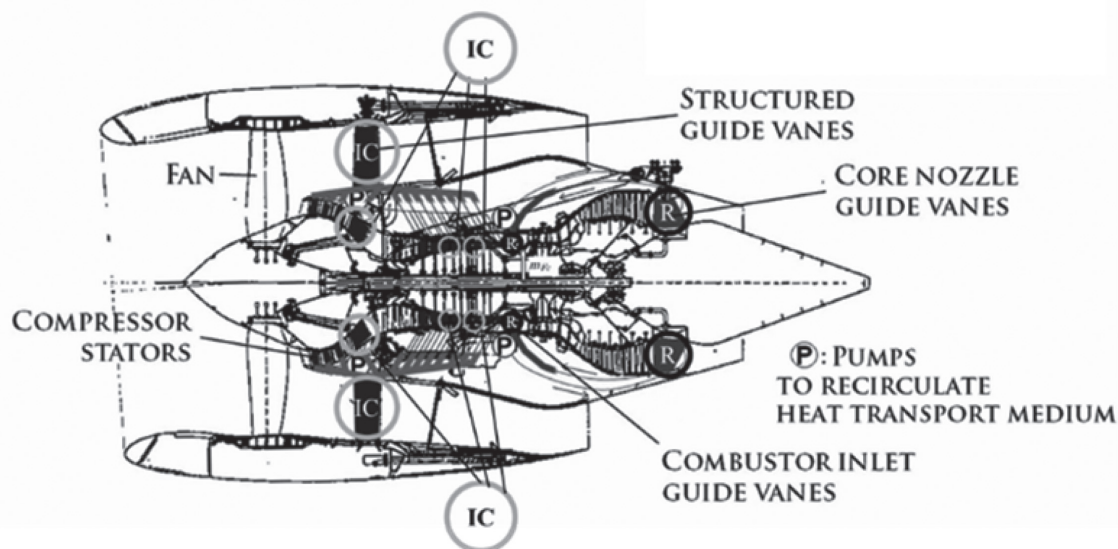


Fig. 5 Installation places of airfoil heat exchangers

ンを用いた。

一方、再生器は、加熱部として燃焼器入口部のガイドベーンを、吸熱部としてタービン出口部のガイドベーンを用いた。

HTMは、エンジン内の環境温度で液体であること、高い熱輸送能力（密度×比熱）を持つこと、高い熱伝導率を持つことから、液体金属のガリンスタンを選定した。ガリンスタンの諸元をTable 3に示す。

本研究において、NPSS上で、これらの翼型熱交換器によるICRシステムはNPSSのユーザー定義関数でコーディングした。この時、熱交換面積は流路壁も考慮し、冷却側と加熱側の熱伝達量 Q が釣り合うようにサイクル計算を行った。

以上の手順で設計したモデルエンジンを、これ以降「ICRエンジン」とした。

Table 3 Glinstan specifications

Density [kg/m ³]	6,440
Viscosity [Pa·s]	2.4×10^{-3}
Thermal conductivity [W/(m·K)]	16.5
Specific heat [J/(kg·K)]	320
Liquid phase range at atmosphere pressure [K]	254 to 1573

4.3 ICRエンジンの重量

ICRエンジンの総重量 W_{ICR} はFig. 3に示した軽量熱交換システムの重量 $W_{ICR,HT}$ と、それ以外のICRエンジン部分の重量 $W_{ICR,engine}$ の和で表される。

$$W_{ICR} = W_{ICR,HT} + W_{ICR,engine} \quad (14)$$

2章で述べたように推力同一条件下では、一般に $W_{ICR,engine}$ は基準エンジンの重量 W_{Base} に比べて軽くなる。本研究では、導入研究であるので、式(15)のように、ICRエンジンが軽量化したマージンを利用して軽量熱交換システムを導入した。

$$W_{ICR,HT} = W_{ICR} - W_{ICR,engine} = W_{Base} - W_{ICR,engine} \quad (15)$$

すなわち、ICRエンジンの総重量 W_{ICR} は基準エンジンの重量 W_{Base} と同一であると仮定した。この仮定は、ICRエンジンの導入に際して追加の補強材などが不要で機体側に与える影響が小さいという利点がある。

4.4 フライトパス

フューエルバーンを算出するモデルフライトとして、成田-シカゴ間の離陸、上昇、巡航、下降、着陸のフライトパス、すなわち、離陸から着陸までの所要時間と機速、高度の関係をFlight Aware社の提供するJAL7009便、及び、JAL7010便の2018年5月12日から同年6月8日までのフライトデータ⁽⁴⁾を平均して推定したものをFig. 6に示す。フライトデータのサンプル点は、Table 4に示す76点とし、各サンプル点に対してサイクル計算を行った。

Table 4 Calculation points in the average flight path from Narita to Chicago

Flight status	Calculation point
Take-off	11
Climb	15
Cruise	25
Descent at altitude of 3000 or more	5
Descent at altitude of 3000 or less	10
Land on	10
Total	76

4.5 必要推力の計算手法及び計算結果

飛行中の航空機にはFig. 7に示す力が作用している。この航空機に作用する力の関係から、飛行時の必要推力 $T_{req}(t)$ は、以下の式で計算される。

$$T_{req}(t) = \frac{W_{aircraft,initial} - f_{aircraft}(t)}{L/D(t)} = \frac{W_{aircraft}(t)}{L/D(t)} \quad (16)$$

このとき、 $W_{aircraft,initial}$ は燃料が充填された初期の状態の機体全体の重量であり、 $f_{aircraft}(t)$ は航空機全体（エンジン2基分を指す）での時刻 t までの積算燃料消費量であり、 $L/D(t)$ は時刻 t での揚抗比である。また、 $W_{aircraft}(t)$ は、時刻 t での機体の重量である。

本論文では、上昇、巡航、及び、3000m以下のフラップを下した下降時において、Table 5に示す各フライト状態における揚抗比を用いて、式(16)より必要推力を算出した。ただし、離陸時の必要推力は基準エンジンの最大推力である298kNとし、高空より3000mまでの下降はアイドリングと仮定した。Table 4に示した76点における必要推力、及び、機体重量 $W_{aircraft}(t)$ をFig. 8に示す。

4.6 評価した機体・エンジン・燃料搭載量の組み合わせ

本研究では、Table 6に示すCase1, Case2, Case3の機体・エンジン・燃料搭載量の3種類の組み合わせ比較・評価した。

Case1は、機体はB787-8、エンジンは基準エンジン、燃料搭載量はボーイング社の提供する787 Airplane Characteristics for Airport Planning⁽¹⁵⁾を参考に100,000 kgとした。本条件は、現在実際に運行されている航空機に相当し、他の条件の基準とした。

Case2は、機体はB787-8、エンジンはICRエンジン、燃料搭載量はCase1と同一とした。本条件の結果をCase1と比較することによりICRエンジンのフューエルバーン削減の直接的な効果を評価することができる。

Case3は、機体はB787-8、エンジンはICRエンジンで、Case2と全く同一の機体とエンジンであるが、ICRシステムによる消費燃料の削減を考慮し、予め燃料搭載量を減少させた条件とした。

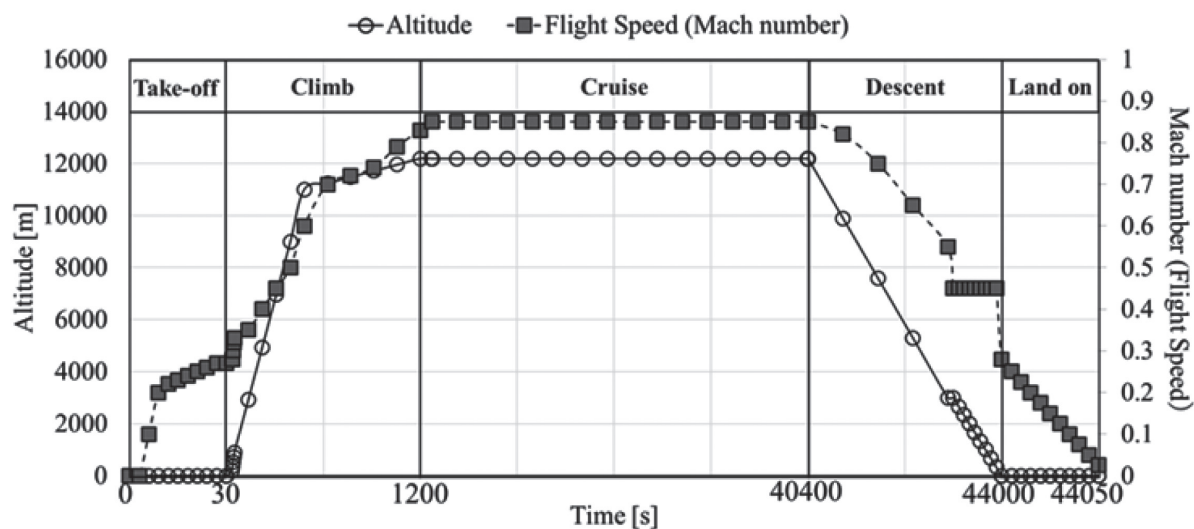


Fig. 6 Relationships between altitude, Mach number and time in the average flight path from Narita to Chicago

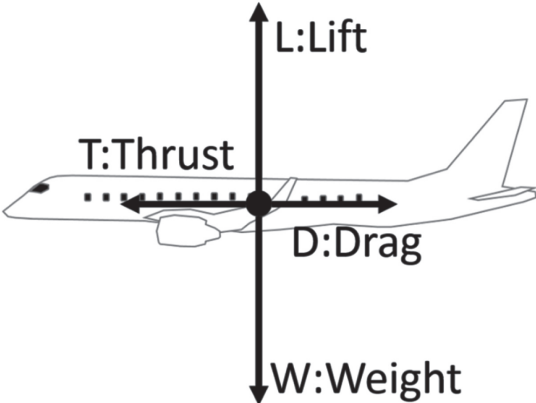


Fig. 7 Forces exerted on an aircraft

Table 5 Lift to drag ratio (L/D)

Flight Status	L/D
Climb at altitude of 3000m or less	10
Climb at altitude of 8980m or more	15
Cruise	20
Descent at altitude of 3000m or less	5
Land on	5

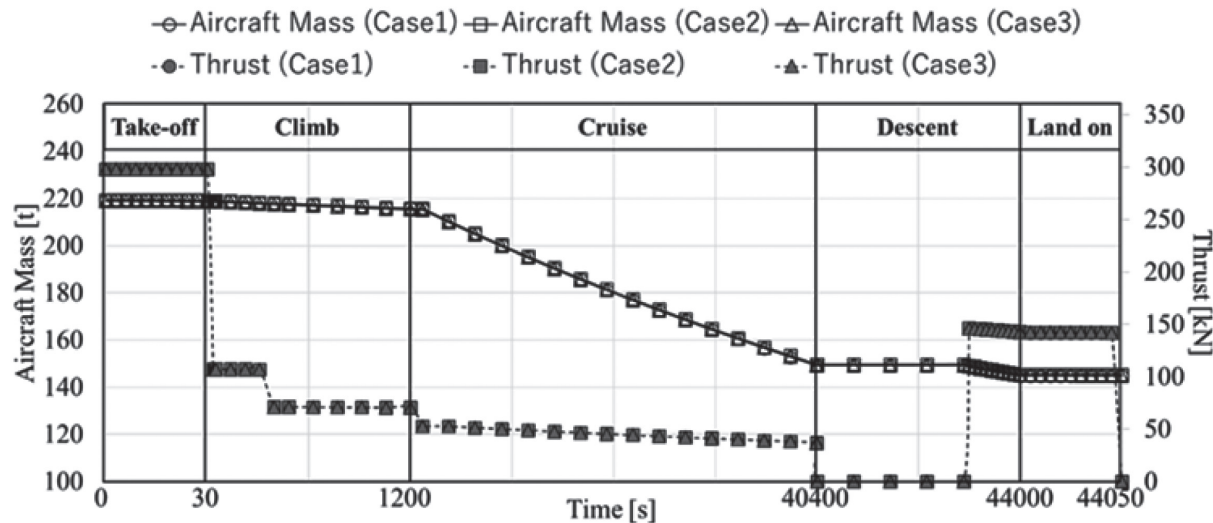


Fig. 8 Relationships between aircraft mass, thrust and time in the average flight path from Narita to Chicago

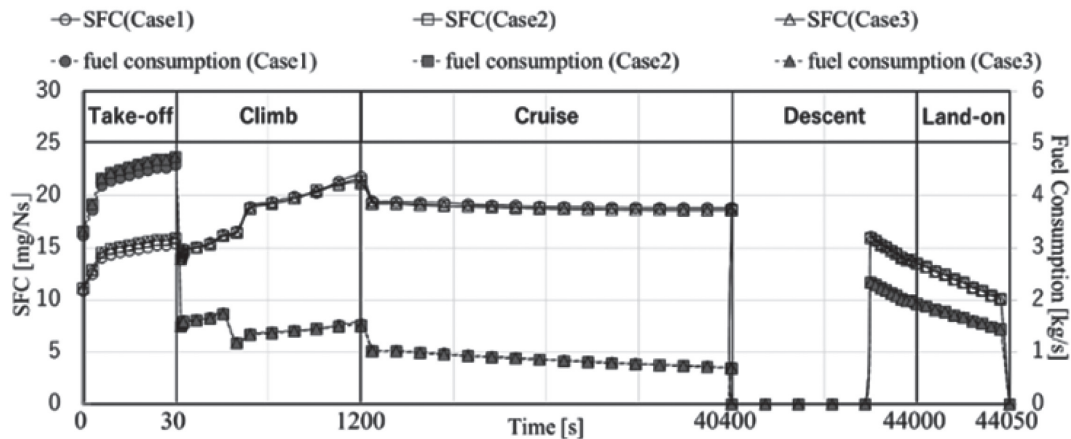


Fig. 9 Relationships between SFC, fuel consumption and time in the average flight path from Narita to Chicago

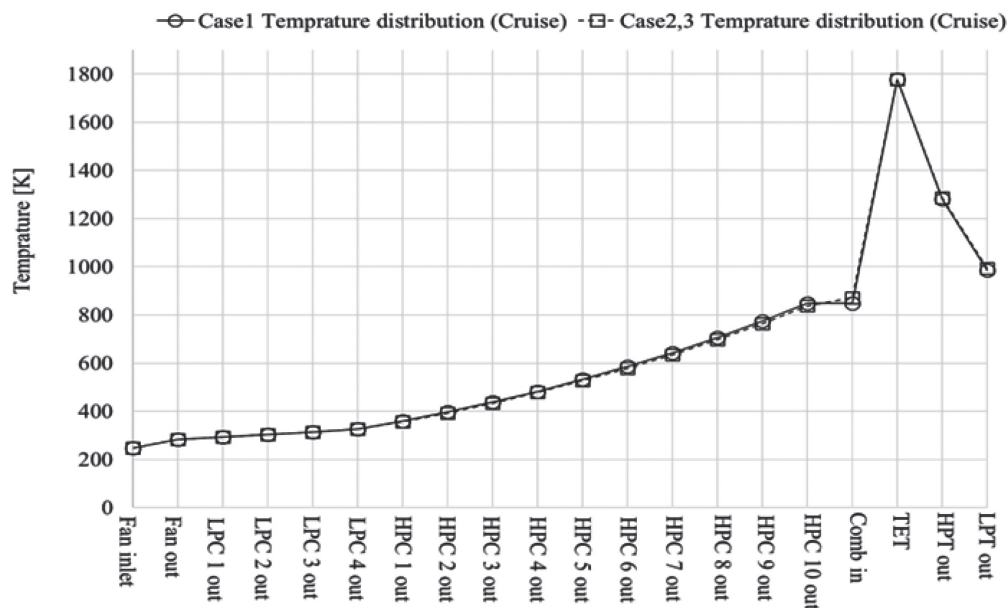


Fig. 10 The temperature distribution in cruise

4.7 フューエルバーンの計算手順

はじめに、機体重量、エンジン重量、燃料搭載量から初期機体重量 $W_{\text{aircraft,initial}}$ を計算した。これを基に、フライトデータのサンプル点において、Table 5から求められる $L/D(t)$ を用いて式(16)から飛行時の必要推力 $T_{\text{req}}(t)$ を算出した。B787-8はエンジンが2基搭載されているため、エンジン1基当たりの推力は $0.5T_{\text{req}}(t)$ となる。そして、機速、高度、エンジン1基当たりの推力を条件としてNPSSの「非設計モード」を用いて、単位推力単位時間当たりの燃料消費率 $S_{\text{FC}}(t)$ [kg/(N·s)] を算出した。このとき、エンジン2基分の瞬時の燃料消費率 $F_C(t)$ [kg/s] は

$$F_C(t) = T_{\text{req}}(t) S_{\text{FC}}(t) \quad (17)$$

となる。これをフライトパスに沿って積分した飛行中の燃料消費量 $f_{\text{aircraft}}(t)$ [kg] は、

$$f_{\text{aircraft}}(t) = \int_0^t F_C(t) dt = \int_0^t T_{\text{req}}(t) S_{\text{FC}}(t) dt \quad (18)$$

である。これを離陸から着陸までフライト全体で積算し

たものがフューエルバーンとなる。

Case1, Case2は機体重量、エンジン重量、燃料搭載量が等しいためTable 6に示したように $W_{\text{aircraft,initial}}$ は219,540 kgとおいた。一方、Case3は機体重量、エンジン重量はCase1, Case2に等しいものの、ICRエンジン導入によりフューエルバーンが減少する効果を見込んであらかじめ燃料搭載量を減少させた条件である。すなわち、着陸時の燃料の残重量がCase1と等しくなるように燃料搭載量を調整した条件で、Table 6に示したように $W_{\text{aircraft,initial}}$ は218,950 kgとおいた。

5. 計算結果

5.1 ICRエンジンのSFC・燃料消費率・温度分布

フライトデータの各サンプル点におけるSFC、及び、エンジン1基の瞬時の燃料消費率fuel consumptionをFig. 9に示す。また、設計点である巡航時の温度分布をFig. 10に示す。

巡航時は燃料消費率が重要であるためICとRを両方作

動させた。この時、ICにより高圧圧縮機出口（HPC 10 out）の空気は基準エンジンに比べて約10℃冷却された。また、Rにより燃焼器入口（Comb in）の空気はHPC 10 outの空気と比べて約35℃加熱された。これらの結果、巡航時のSFCがCase 2で約1%程度、Case 3で約1.3%程度減少した。

5.2 ICRエンジン搭載機のフューエルバーン

このSFCの変化が航空機全体の1フライト当たりの燃料消費量であるフューエルバーンの削減に与える影響を評価した。Fig. 11に示すように、Case 2で601 kgの削減、Case 3で814 kgの燃料消費量が削減された。

6. 結論

ICRシステムを航空エンジンに導入する場合、単位推力単位時間当たりの燃料消費率SFCではなく、フライト当たりの航空機全体の燃料消費量であるフューエルバーンで評価する必要がある。NPSSを用いて、サイクル計算を行い、成田空港-シカゴ・オヘア空港間のB787-8のフライトパス（離陸、上昇、巡航、下降、着陸）における、フューエルバーンを、基準エンジンを搭載したB787-8（Case 1）、基準エンジンと総重量が同じであるICRエンジンを搭載したB787-8（Case 2）、Case 2と全く同じICRエンジンを搭載したB787-8であるが、ICRシス

テムにより削減される燃料を考慮し、あらかじめ搭載する燃料を減少させたB787-8（Case 3）のそれぞれで計算した。その結果、現行のCase 1の機体をCase 2、Case 3と置き換えると、それぞれ601 kg、814 kg程度フューエルバーンが削減されることがわかった。

以上により、伊藤らの考案した翼型熱交換器を利用した軽量ICRシステムの有効性を確認した。

参考文献

- (1) Japan Aircraft Development Corporation, JADC Worldwide Market Forecast 2018-2037, Tokyo Japan, 2018.
- (2) THE ADVISORY COUNCIL FOR AERONAUTICS RESEARCH IN EUROPE (ACARE), Aeronautics and air transport: beyond vision 2020 (towards 2050): background document, 2010.
- (3) Nomura, T., Takahashi, N., Hisa, S., Miyahara, A., and Takakura, M., "Fundamental Feasibility Study of Fuel Cell Aircraft" 47th Aircraft Symposium, JSASS-2009-5043, pp. 235-240, 2009.
- (4) Andrew, R., Vishal, S., Florian, J., Joshua, S., "Scale Effects on Conventional and Intercooled Turbofan Engine Performance", ISABE-2017-22659, 2017.
- (5) Rolt, A.M. and Baker, N.J., Intercooled turbofan engine design and technology research in the EU Framework 6 NEW AC Programme, 18th International Symposium on Air Breathing Engines ISABE 2009, ISABE-2005-1156, 2005.
- (6) Lei, X., Konstantinos, K., Tomas, G., "Optimization Study of an Intercooled Recuperated Aero-Engine", JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, Vol. 29, No. 2, 2013.
- (7) Wilfert, G., Kriegl, B., Wald, L., and Johanssen, O., "CLEAN - Validation of a GTF High Speed Turbine and Integration of Heat Exchanger Technology in an Environmental Friendly Engine Concept," ISABE-2005-1156, 2005.
- (8) Ito, Y., Nagasaki, T., "Suggestion of Intercooled and Recuperated Jet Engine Using Already Equipped Components as Heat Exchangers" AIAA-2011-6102, 2011.
- (9) Ito, Y., Inokura, N. and Nagasaki, T., Conjugate heat transfer in air-to-refrigerant airfoil heat exchangers, ASME Journal of Heat Transfer, vol. 136, 081703, 2014.
- (10) Ito, Y., Inokura, N., Nagasaki, T., "Intercooled and Recuperated Jet Engine Using Airfoil Heat Exchangers", ISABE-2015-20100, 2015.
- (11) Numerical Propulsion System Simulation Consortium, "NPSSTM User Guide", 2012.
- (12) Ito, Y., Goto, T., and Nagasaki, T., "Effect of Airflow on Heat Transfer of Air-to-Refrigerant Airfoil Heat Exchangers", AIAA-2015-1193, 2015.
- (13) 中西仁, 伊藤優, 長崎孝夫, 逆熱伝導解析による翼型熱交換器の伝熱性能評価, 日本ガスタービン学会誌, Vol. 46, No. 4 (2018), pp. 314-321
- (14) Flight Aware社Webページ, <https://ja.flightaware.com/>.
- (15) Boeing Commercial Airplanes, "787 Airplane Characteristics for Airport Planning", 2015-12.

Table 6 Calculation conditions

	Case1	Case2	Case3
Type	Base	ICR	ICR
Mass of Bare Engine per engine [kg]	5,816	5,685	
Total Mass Including ICR per engine [kg]	5,816	5,816	
Aircraft	B787-8		
Aircraft Mass Including loaded fuel [t]	219.54		218.94

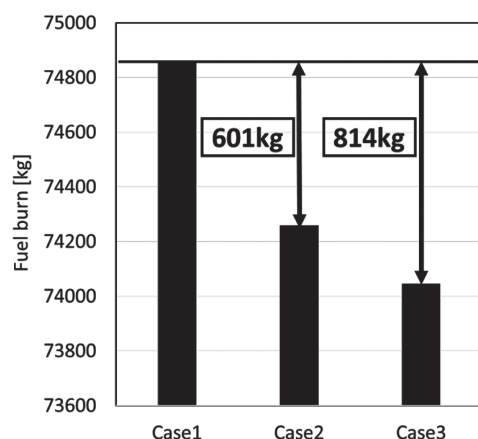


Fig. 11 Fuel burns of cases1, 2, and 3 from Narita to Chicago