

航空機用先進システム基盤技術開発  
(次世代航空機エンジン用冷却装置の研究開発)

評価用資料

平成27年11月16日

製造産業局航空機武器宇宙産業課

住友精密工業株式会社

## 目 次

|                                 |     |
|---------------------------------|-----|
| 1. 事業の目的・政策的位置付け.....           | 1   |
| 1-1 事業の目的.....                  | 1   |
| 1-2 政策的位置付け.....                | 1   |
| 1-3 国の関与の必要性.....               | 2   |
| 2. 研究開発目標.....                  | 3   |
| 2-1 研究開発目標.....                 | 3   |
| 2-1-1 全体の目標設定.....              | 3   |
| 2-1-2 個別要素技術の目標設定.....          | 3   |
| 3. 成果、目標の達成度.....               | 5   |
| 3-1 成果.....                     | 5   |
| 3-1-1 全体成果                      |     |
| 3-1-2 個別要素技術成果                  |     |
| 3-1-3 特許出願状況等                   |     |
| 3-2 目標の達成度.....                 | 2 1 |
| 4. 事業化、波及効果.....                | 2 3 |
| 4-1 事業化の見通し.....                | 2 3 |
| 4-2 波及効果.....                   | 2 4 |
| 5. 研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等..... | 2 5 |
| 5-1 研究開発計画.....                 | 2 5 |
| 5-2 研究開発実施者の実施体制・運営.....        | 2 6 |
| 5-3 資金配分.....                   | 2 6 |
| 5-4 費用対効果.....                  | 2 6 |
| 5-5 変化への対応.....                 | 2 6 |

## 1. 事業の目的・政策的位置付け

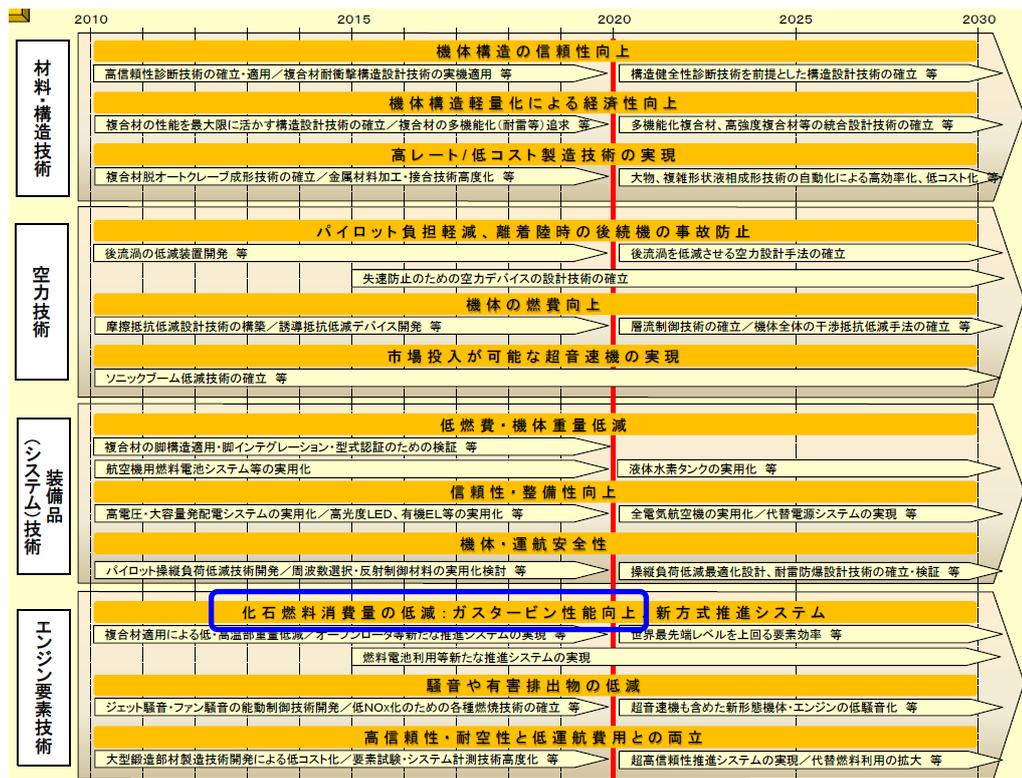
### 1-1 事業目的

次世代航空機エンジン用潤滑油冷却装置\_\_Advanced Structural Surface Cooler (ASSC)を開発する。ASSCの基となる技術はサーフェスクーラーと呼ばれている熱交換器である。サーフェスクーラーとは、熱交換器の内部を流れるエンジンの潤滑油をその表面に流れるファン・エアによって適切な温度に保つタイプの熱交換器である。なお、サーフェスクーラーと呼ばれる航空機エンジン用熱交換器は従来エンジン外周のファンケースに搭載されているが、Advanced Structural Surface Coolerは、従来のファンケースからエンジン本体の外殻を構成するコアフェアリングに搭載して従来と同等の性能を有する「コアフェアリングと一体化された熱交換器」を設計・製造することで、ファンケース重量を低減し燃費向上及びエミッション低減を可能とし、航空機のCO<sub>2</sub>/NO<sub>x</sub>排出量低減、騒音低減及び燃料消費率低減を図ることを事業目的とする。

## 1-2 政策的位置付け

本研究では、航空機エンジン重量を低減し燃費向上及びエミッション低減を目標としており、ガスタービン性能向上に資するものである。本研究の成果により次世代航空機エンジンから排出される有害物質低減され、よりクリーンな生活環境を提供する。

技術戦略マップ（2010）



本研究は、日欧共同の国際研究開発のテーマとして、英国の Rolls-Royce 社と共同開発を行っており、Rolls-Royce 社が、欧州 Clean Sky Project として進めている Large 3-Shaft ALPS Demonstrator エンジン開発の一部として実用化を目指している。

### 1-3 国の関与の必要性

新興国の経済発展を背景に、世界の旅客・貨物輸送量・距離は、成長・延伸し続ける状況において、航空機旅客輸送は毎年5%の成長が見込まれており、航空機の需要が大幅に増加していくことが確実視されている。一方で航空機のビジネスは投資から回収までの期間が他産業と比べ非常に長く、民間企業にとって研究開発や、事業上の大きなリスクを伴う。このため、航空機産業は、欧米だけでなく、中国のような新興国でも国の基幹産業の一つとして戦略的かつ積極的に支援し技術開発、産業発展を国家が主導している。

本事業は、当社が競争力を保持する航空機エンジン用熱交換器の設計開発・製造技術を更に発展進化させて英国が開発する次世代航空機エンジンに適用し、低燃費な高性能エンジンの実現に取り組み、国際共同開発において高度な開発・設計・製造能力を有するパートナーとしての地位を確保するものである。

本事業の成果は航空機の燃費改善につながるものであり、航空機から排出される二酸化炭素を減らし地球環境保護と温暖化防止に貢献するばかりでなく、航空機の直接運航コストを改善することによって経済発展効果にも貢献するものである。

## 2. 研究開発目標

### 2-1 研究開発目標

#### 2-1-1 全体の目標設定

表 1. 全体の目標

| 目標・指標  | 設定理由・根拠等  |
|--|---|
| 従来のサーフェイスクーラーより小型軽量で高性能な ASSC を開発する。                                       | 昨今の民間旅客機用エンジンはエンジン内部の各種機器での発熱量が大幅に増大している。このためエンジンの排熱管理に利用される潤滑油の冷却装置（オイルクーラー）の冷却能力増大は重要な技術課題となっている。 |
| エンジン外周のファンケースの内側に搭載されていた従来のサーフェイスクーラーからエンジン内部のコアフェアリングの外側に搭載する ASSC を開発する。 | コアフェアリングに冷却装置（オイルクーラー）を設置することにより配管を短縮しエンジンの軽量化を図ることができる。  |

#### 2-1-2 個別要素技術の目標設定

表 2. 個別要素技術の目標

| 要素技術                             | 目標・指標  | 設定理由・根拠等   |
|----------------------------------|--|--|
| ASSC の試作<br>設計技術<br>試験技術<br>製造技術 | Rolls-Royce 社が、Clean Sky Project で進めている Large 3-Shaft ALPS Demonstrator エンジンに搭載可能な ASSC の試作品を製作する。 | Rolls-Royce 社の Large 3-Shaft ALPS Demonstrator エンジンに搭載し ASSC 技術実証を行う。  |
|                                  | 製品重量 9.75kg 以下を達成する。   | 共同研究パートナーで、航空機エンジン製造開発メーカーである Rolls-Royce 社と調整し、200 席クラスの双発機体用のエンジン（モデルエンジン：B787 用エンジン Trent 1000、推進力 72,000lb）用サーフェイスクーラーをベースに要求される仕様を決定。 |
|                                  | 離陸時の熱交換性能 58.55KW を達成する。   |  |
| 巡航時の熱交換性能 35.35KW を達成する。         |  |  |
|                                  | 潤滑油が 120°C、流量 2.335lb/s 流れた時の圧力損失 34psid 以下を達成する。  |  |

| 要素技術                             | 目標・指標   | 設定理由・根拠等  |
|----------------------------------|---|---|
| ASSC の試作<br>設計技術<br>試験技術<br>製造技術 | <p>圧力サイクル 610psig ⇔ 0psig × 120,000 回に耐える構造を達成する。</p> <p>40G の振動レベルに耐える構造を達成する。</p> | <p>共同研究パートナーで、航空機エンジン製造開発メーカーである Rolls-Royce 社と調整し、200 席クラスの双発機体用のエンジン（モデルエンジン: B787 用エンジン Trent 1000、推進力 72,000lb）用サーフェスクーラーをベースに要求される仕様を決定。</p> |
| ASSC の熱交換性能計算プログラムの開発            | <p>様々な環境条件における ASSC の熱交換性能について精度を持って予想できる計算プログラムを開発する。</p>                          | <p>航空機エンジンは様々な環境での飛行を想定した性能検証が必要であり、これをサポートすることを可能とするため、考えられるすべての環境条件に対応した ASSC 冷却性能を精度よく予想できる熱交換性能計算プログラムを開発することが必要である。</p>                      |
| 空気冷却フィンの高性能化検討                   | <p>数値流体解析により空気フィンの最適設計を可能にする基礎的な知見を得る。</p>  | <p>ASSC はできるだけ小さい面積、軽い重量、低流体損失で必要な冷却を実現することが求められ、ASSC の合理的な最適設計をするためには、冷却フィン周りの流れ場と冷却性能との関係についての理解が必要である。</p>                                     |

### 3. 成果、目標の達成度

#### 3-1 成果

##### 3-1-1 全体成果

Rolls-Royce 社が、Clean Sky Project で進めている Large 3-Shaft ALPS Demonstrator エンジンに搭載可能な ASSC を試作し技術確認試験を実施した。本 ASSC は、Rolls-Royce 社の Large 3-Shaft ALPS Demonstrator エンジンに搭載されエンジン試験が実施された。

##### 3-1-2 個別要素技術成果

###### (1) ASSC の試作品設計

Rolls-Royce 社が、Clean Sky Project で進めている Large 3-Shaft ALPS Demonstrator エンジンに搭載可能な ASSC 試作品の設計をまとめた。試作する ASSC のイメージを図 1 に示す。構造及びサイズの詳細を図 2 に示す。

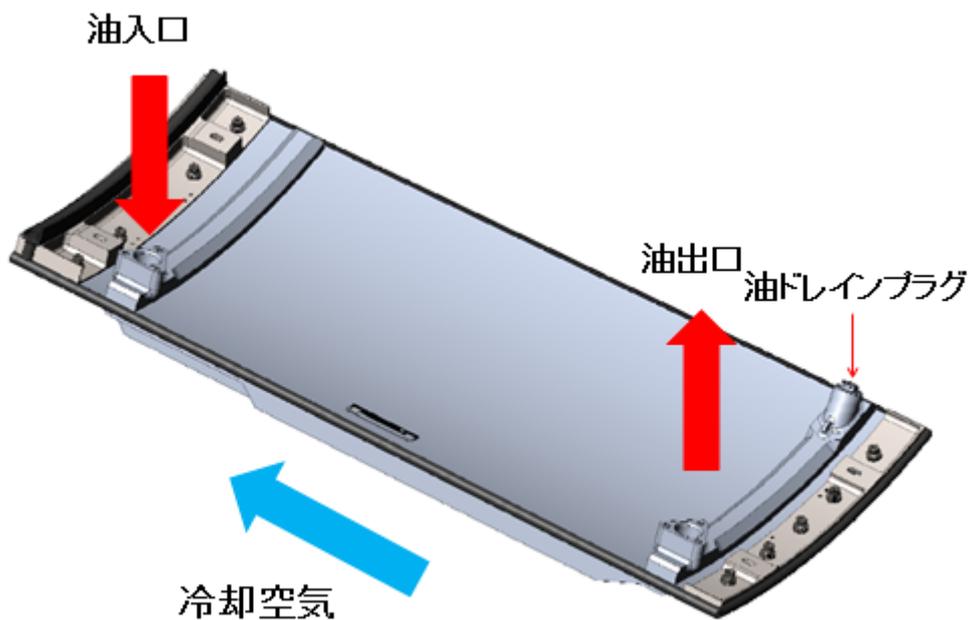


図 1 ASSC の完成イメージ

### Oil Side Passage

Fin (250P1818)

Type : Plane

Fin pitch : 18 fins / inch

Fin thickness : 0.45 mm

Fin height : 6.35 mm

Pass Number : 1 layer

Pass width : 280 mm

Pass Length : 660 mm

Port inlet dia :  $\Phi$ 21mm

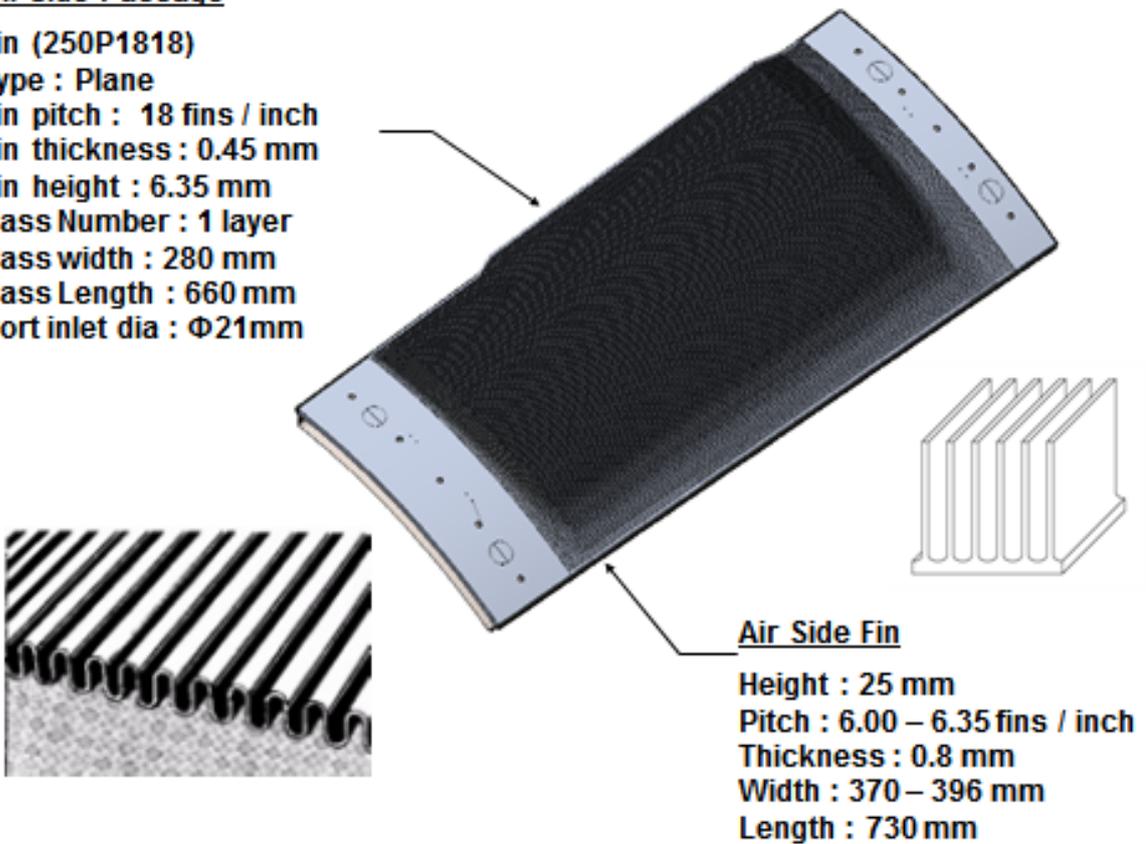


図2 ASSCの概要

### (2) ASSCの試作品製作

重量が軽く高い圧力強度を持った熱交換器にするために、材料としてアルミ合金を使い、各部の板厚、肉厚を極限まで薄くした部品を結合することが可能なアルミ合金の真空ろう付けを採用した。試作品の構造を図3に示す。

圧力強度を高めるためにはろう付け部の品質が不可欠であり、高品質のろう付けを実現するために最も適したろう付け条件の決定とろう付けジグの開発をした。ろう付けは、ASSCの最終形状である円筒形状ではなく平板形状で各部品を接合し、ろう付け後、曲げ加工により円筒形状を実現した。曲げ加工後、円筒形状したASSCに油ヘッダーを溶接接合した。ASSCの主要工程マップを図4に示す。試作品の完成写真を写真1に示す。

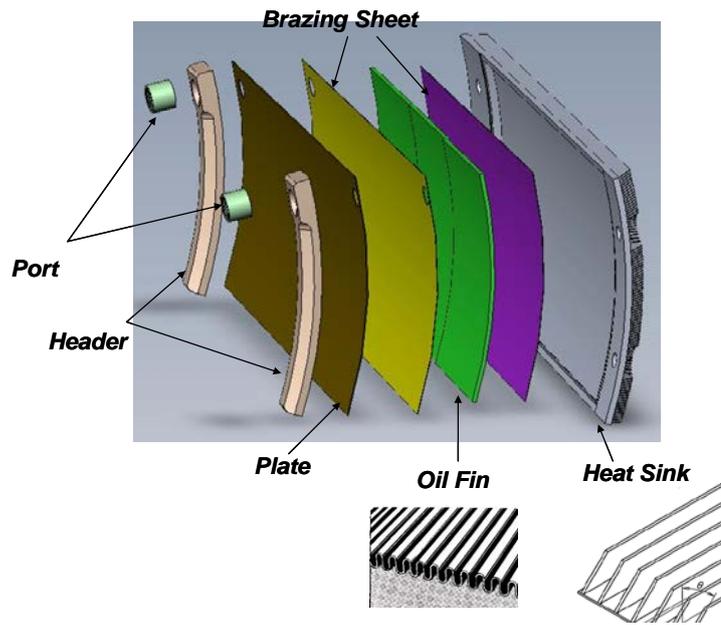


図3 ASSCの構造

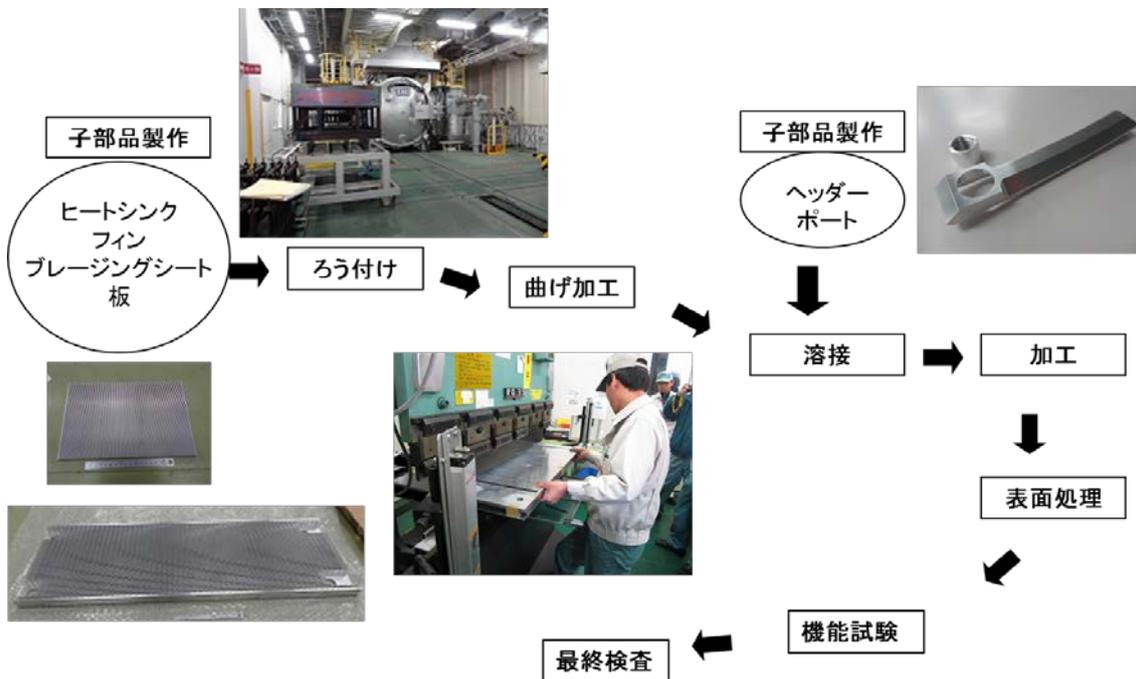


図4 ASSCの主要工程マップ

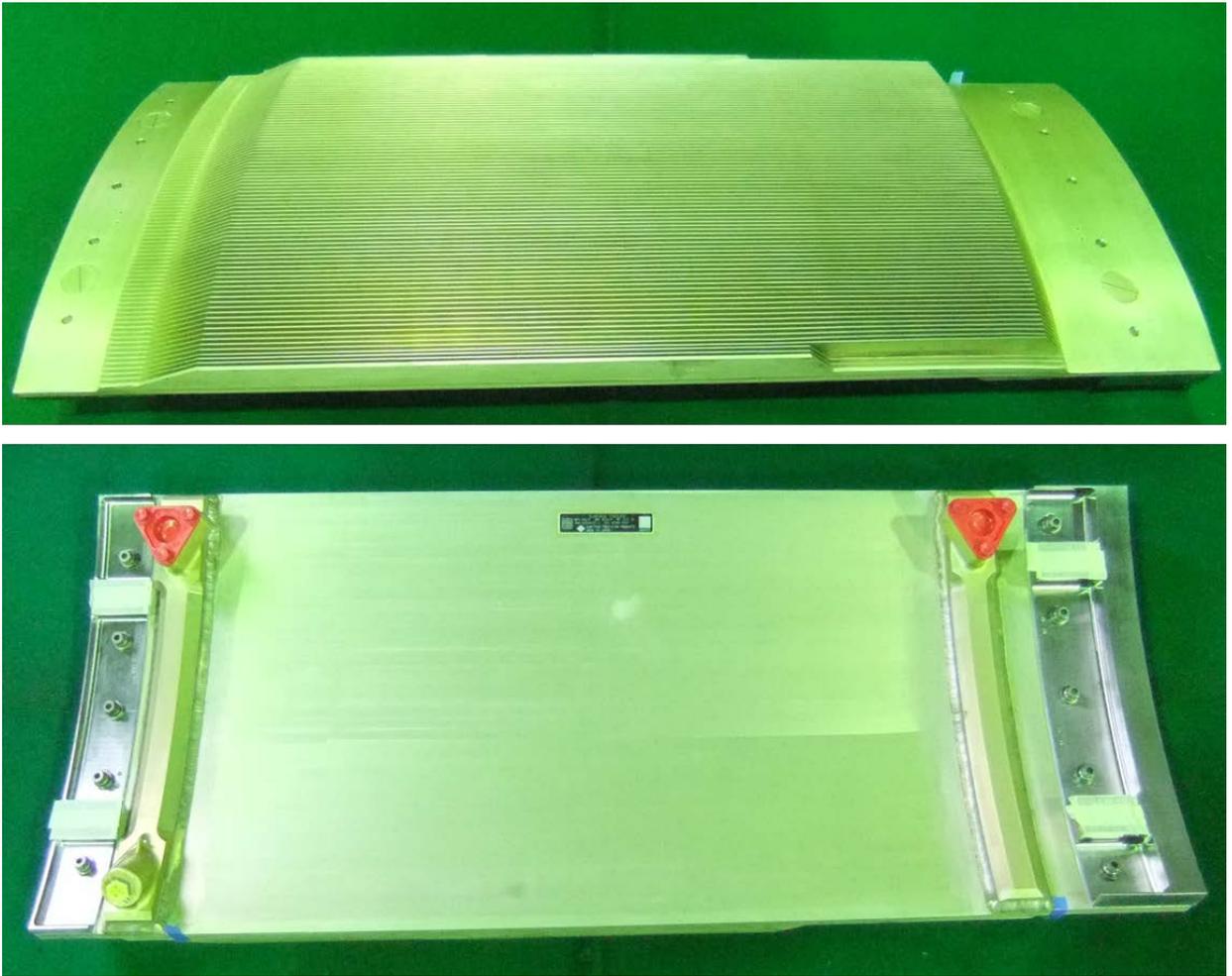


写真 1 ASSC の試作品

### (3) ASSC 試作品の性能試験

ASSC の熱交換性能試験を実施した。航空機エンジンのさまざまな運用条件での熱交換性能を確認するために、油温度、油流量、空気温度、空気流量を変化させて熱交換性能を計測した。熱交換性能試験セットアップを写真 2 に示す。熱交換性能試験結果を図 5 に示す。

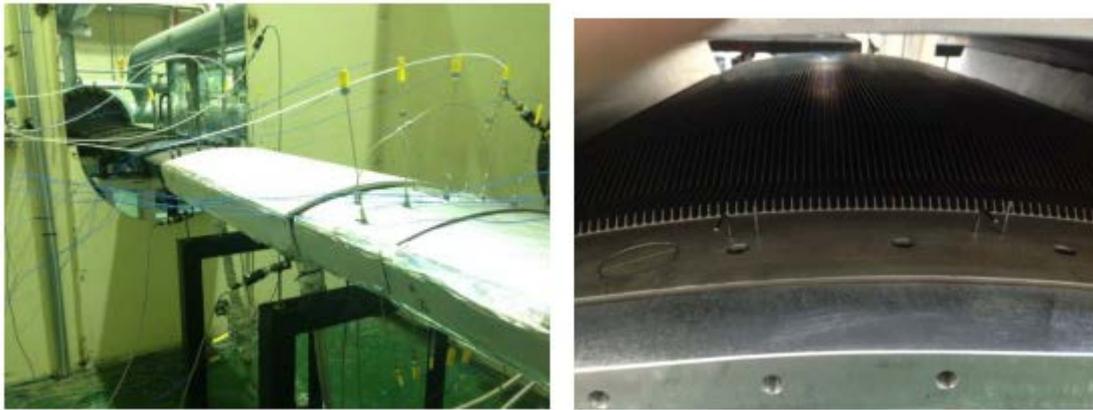


写真2 ASSC 試作品の熱交換性能試験セットアップ

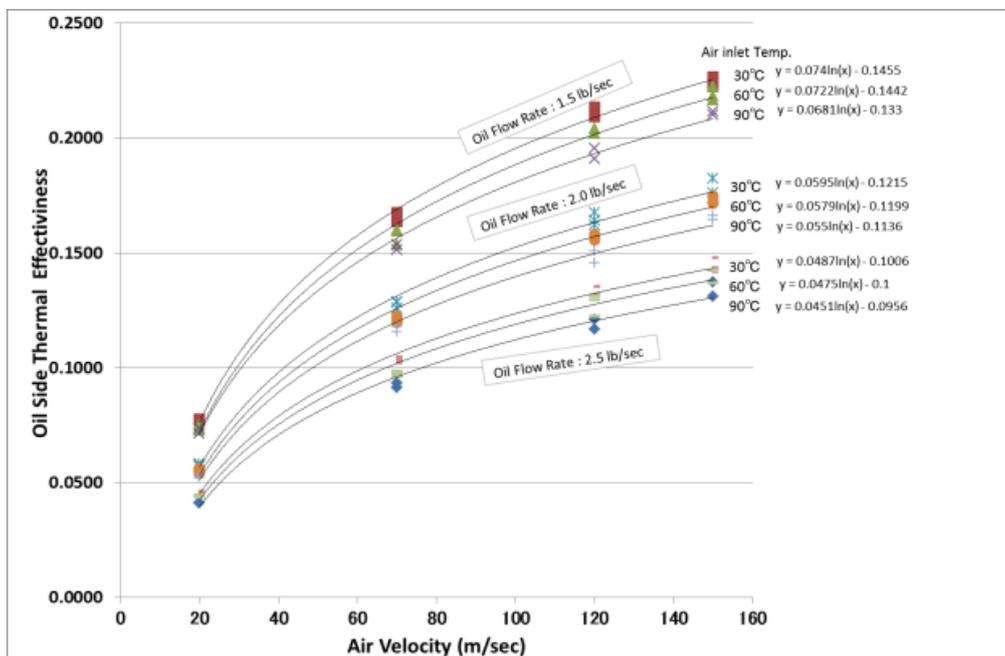


図5 ASSC の性能試験結果

(4) ASSC の試作品油側圧力損失試験

ASSCの油側圧力損失試験を実施した。航空機エンジンのさまざまな運用条件での油側圧力損失を確認するために、油温度、油流量、を変化させて油側圧力損失を計測した。ASSCの油圧力損失試験のセットアップを写真3に示す。油側圧力損失の試験結果を図6に示す。

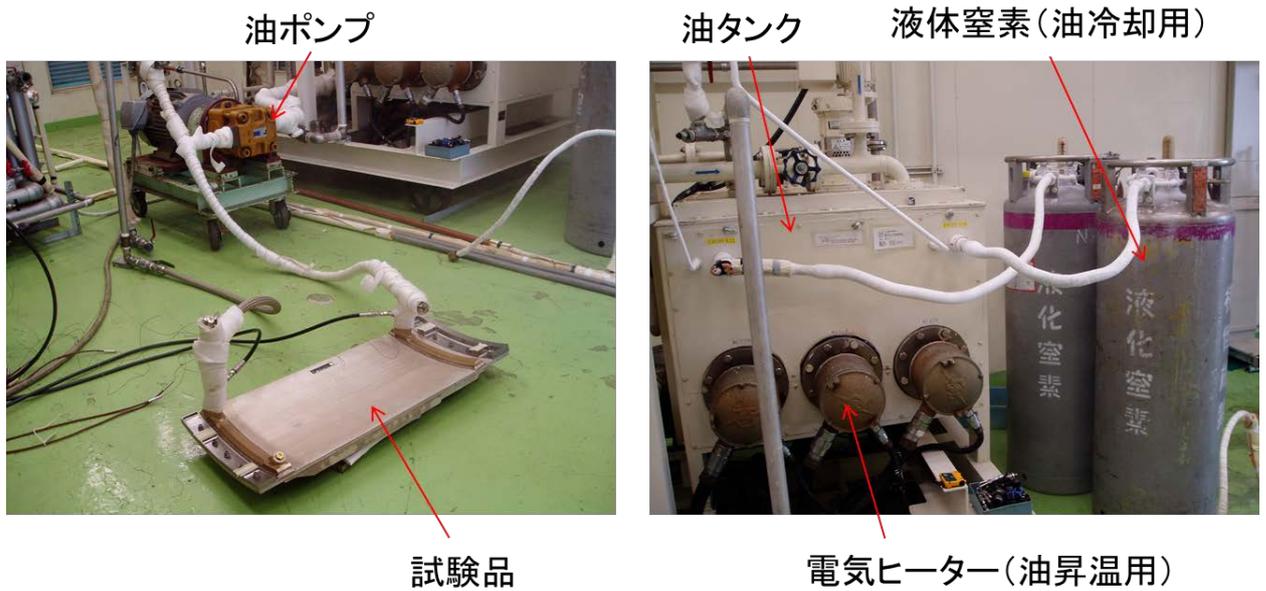


写真5 油圧力損失試験セットアップ

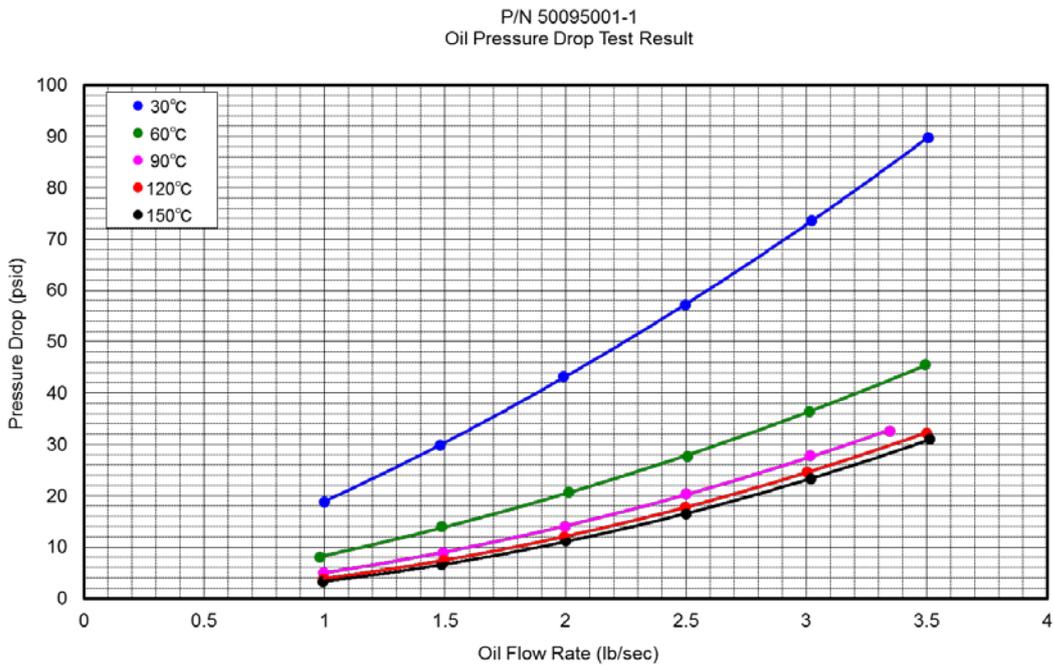
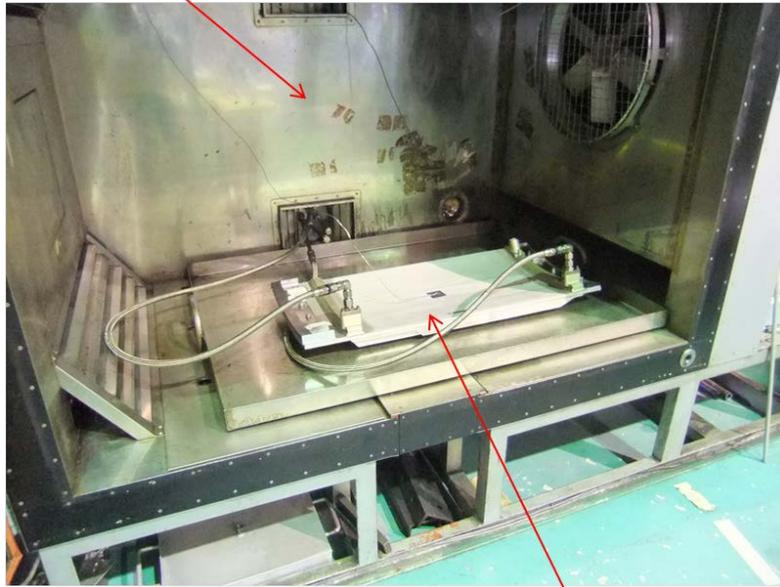


図6 油圧力損失試験結果 (油温度 30~150°C)

(5) ASSC の試作品の圧力サイクル試験

ASSCの油側圧力サイクル試験を実施した。航空機エンジン運用条件での強度と寿命を確認するために、環境温度、油側運用圧力、要求されるサイクル数と条件を図7に示す。ASSCの油圧力損失試験のセットアップを写真6に示す。

温度槽



試験品

写真6 油圧力サイクル試験セットアップ

|                  |  |
|------------------|--|
| Pressure         | 0 - 6 psig → 610 psig <sup>(*1)</sup> → 0 - 6 psig |
| Cycling Rate     | 100 cycles / minute or less                        |
|                  |  |
| Test Temperature | 143 °C + 10 °C / - 2 °C                            |
| Duration         | 120,000 cycles                                     |

図7 油圧力サイクル試験条件

(6) ASSCの試作品の振動試験

ASSCの振動試験を実施した。写真7～10に試験セットアップを示す。  
振点サベイの結果を図8～10に示す。

共振点加振試験、10⇒2,000Hz掃引試験の条件を表3～5に示す。

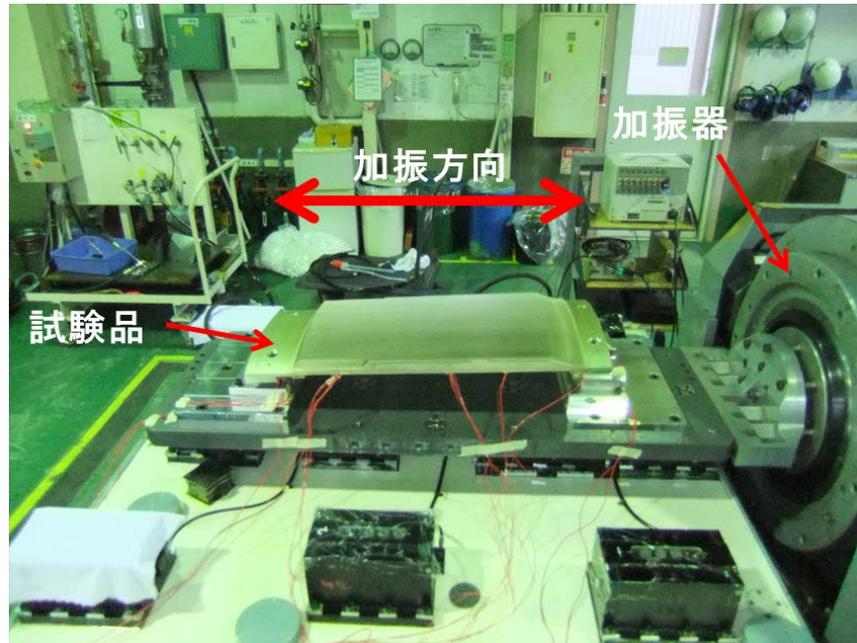


写真7 振動試験セットアップ X軸

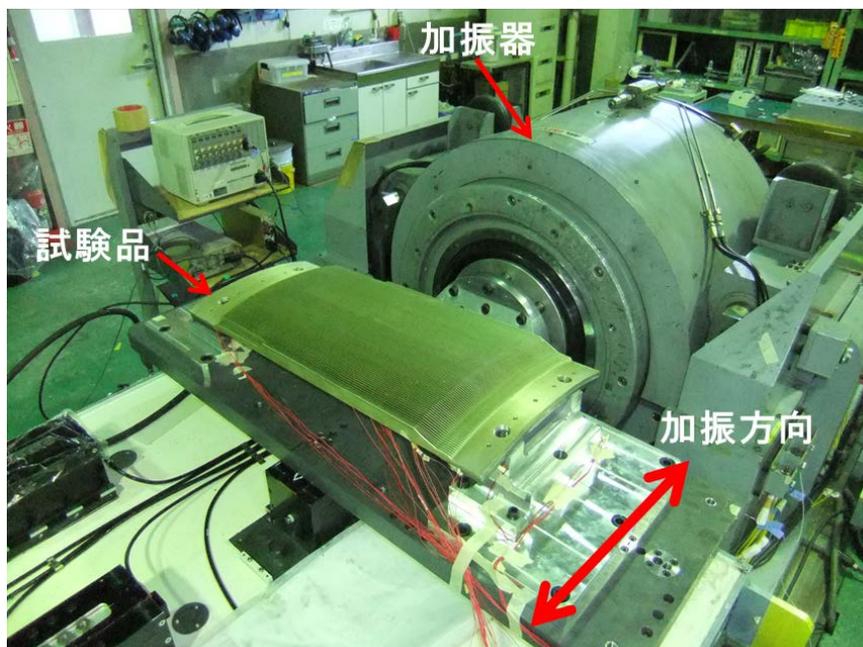


写真8 振動試験セットアップ Y軸

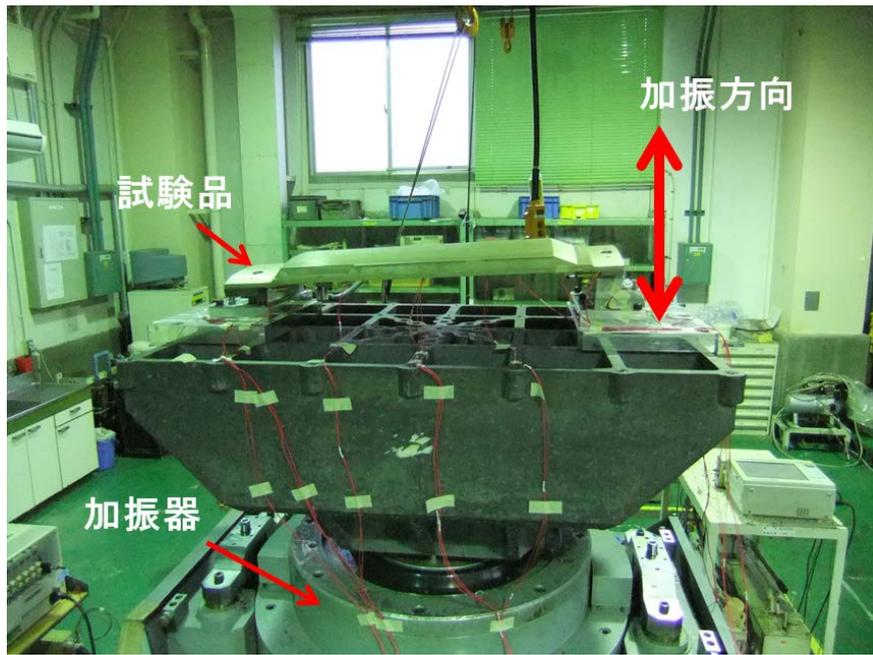
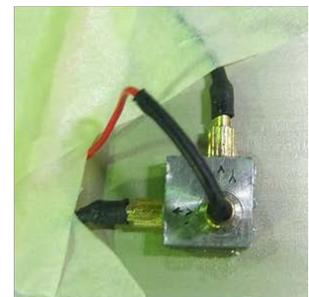
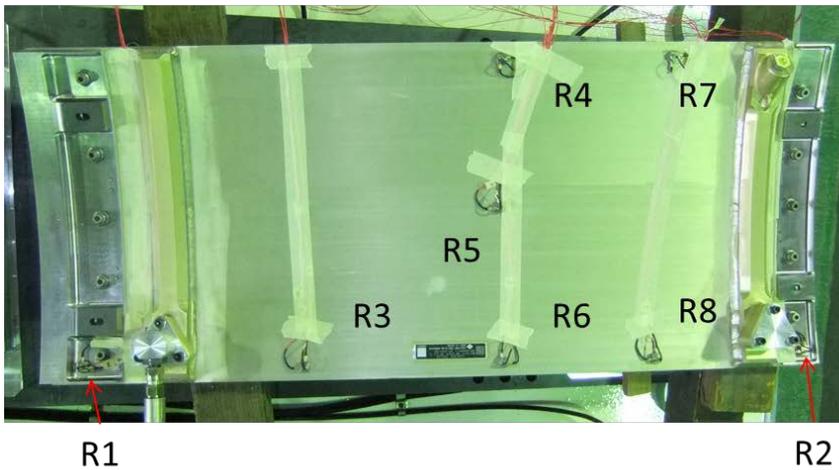


写真9 振動試験セットアップ Z軸

R1 ~ R8 3軸加速度計と位置



3軸加速度計

写真10 振動試験セットアップ レスポンス加速度計の位置

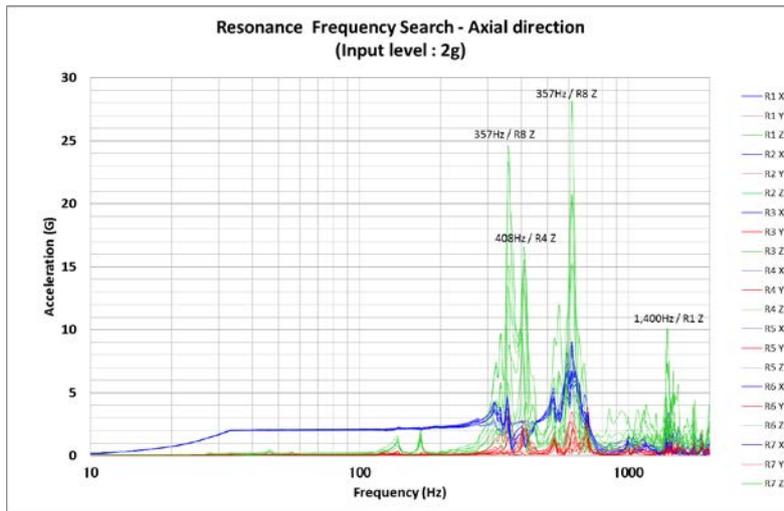


図 8 共振点サーチ結果 X軸

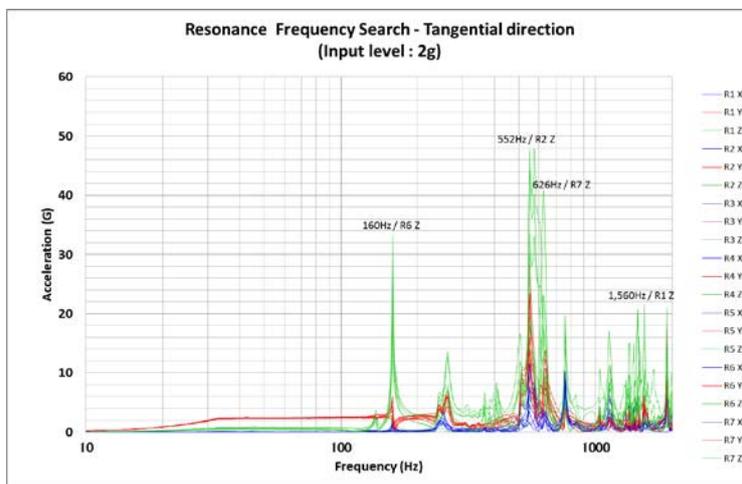


図 9 共振点サーチ結果 Y軸

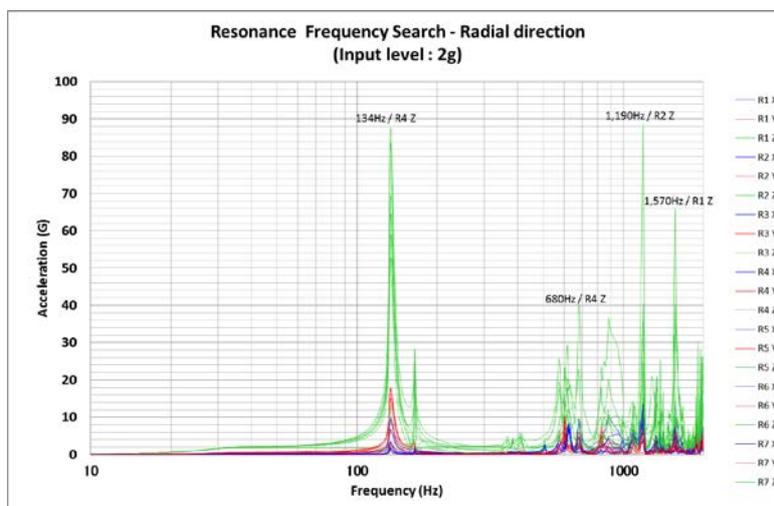


図 10 共振点サーチ結果 Z軸

表 3 共振点加振条件/10⇒2,000Hz掃引試験条件 X軸

| Resonance Frequency Endurance Test |   |   |                        |
|------------------------------------|---|---|------------------------|
| Frequency (Hz)                     | Duration for 3x10 <sup>6</sup> cycles (min) | Direction of Controlled input accelerometer | Controlled g-level (g) |
| 356                                | 140   | Axial                                       | 1.2                    |
| 406                                | 123   |   | 0.9                    |
| 610                                | 82  |   | 5.7                    |
| 1,380                              | 36  |   | 15.72                  |

| Frequency Sweep Endurance Test |                               |   |  |
|--------------------------------|-------------------------------|---|--|
| Frequency (Hz)                 | Duration for 1.5 cycles (min) | Direction of Controlled input accelerometer | Controlled g-level (g)   |
| 10-2,000                       | 225                           | Axial                                       | 0.030 in. pk-pk 10 - 37 Hz<br>3.5 in/sec pk 37 - 351 Hz<br>20 g pk 351 - 2000 Hz |

|             |     |
|-------------|-----|
| Total (min) | 607 |
|-------------|-----|

表 4 共振点加振条件/10⇒2,000Hz掃引試験条件 Y軸

| Resonance Frequency Endurance Test |   |   |                        |
|------------------------------------|---|---|------------------------|
| Frequency (Hz)                     | Duration for 3x10 <sup>6</sup> cycles (min) | Direction of Controlled input accelerometer | Controlled g-level (g) |
| 160                                | 313   | Tangential                                  | 6.9                    |
| 550                                | 91  |   | 8.7                    |
| 620                                | 81  |   | 5.4                    |
| 755                                | 66  |   | 15                     |

| Frequency Sweep Endurance Test |                               |   |   |
|--------------------------------|-------------------------------|---|---|
| Frequency (Hz)                 | Duration for 1.5 cycles (min) | Direction of Controlled input accelerometer | Controlled g-level (g)  |
| 10-2,000                       | 225                           | Tangential                                  | 0.030 in. pk-pk 10 - 37 Hz<br>3.5 in/sec pk 37 - 263 Hz<br>15 g pk 263 - 1300 Hz<br>20 gpk 1300 - 2000 Hz |

|             |     |
|-------------|-----|
| Total (min) | 775 |
|-------------|-----|

表 5 共振点加振条件/10⇒2,000Hz掃引試験条件 Z軸

| Resonance Frequency Endurance Test |   |   |                        |
|------------------------------------|---|---|------------------------|
| Frequency (Hz)                     | Duration for 3x10 <sup>6</sup> cycles (min) | Direction of Controlled input accelerometer | Controlled g-level (g) |
| 134                                | 373   | Radial                                      | 2.8                    |
| 675                                | 74  |   | 2.2                    |
| 1,180                              | 42  |   | 13.4                   |
| 1,560                              | 32  |   | 4.6                    |

| Frequency Sweep Endurance Test |                               |   |  |
|--------------------------------|-------------------------------|---|--|
| Frequency (Hz)                 | Duration for 1.5 cycles (min) | Direction of Controlled input accelerometer | Controlled g-level (g)   |
| 10-2,000                       | 225                           | Radial                                      | 0.030 in. pk-pk 10 - 37 Hz<br>3.5 in/sec pk 37 - 351 Hz<br>20 g pk 351 - 2000 Hz |

|             |     |
|-------------|-----|
| Total (min) | 747 |
|-------------|-----|

(7) 数値流体解析を用いた空気フィンの高性能化検討

フィンの形状を変化させた場合の放熱特性の変化を確認した。フィンの基本的な形状を PLANE タイプとして、フィンの形状を、OFFSET タイプ、NOTCH タイプ、SLANTED タイプ、STEP タイプ、DIFFUSER タイプの 5 通りの、放熱性能を相対的に比較検証した。検証結果を図 1 1 に示す。

OFFSET タイプや SLANTED タイプでは、下流側の放熱フィン間に速度境界層が急速に発達し、放熱フィン間から流体の流出をもたらすため、放熱特性が悪化することが確認された。SLANTED タイプでは、下流側の放熱フィンからの流体の流出は抑制できるものの、フィン前端部で機体される熱伝達率が伝熱面積の減少により損なわれ放熱特性が悪化することが確認できた。STEP タイプでは各 STEP 部にて、DIFFUSER タイプでは、DIFFUSER 部でフィン間に新しい空気が流入することにより放熱特性が上昇することが確認できた。

PLANEタイプ:292.3W

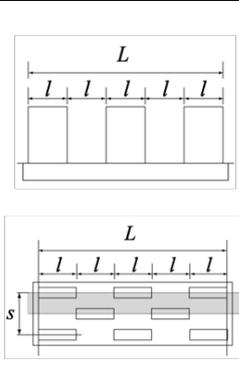
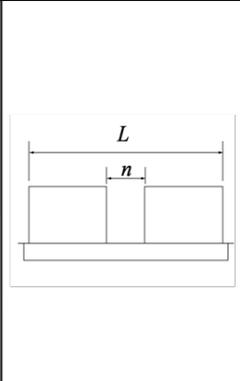
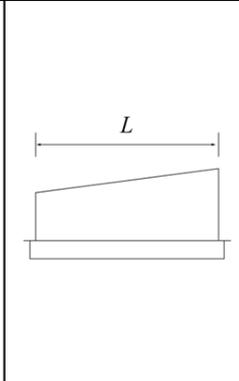
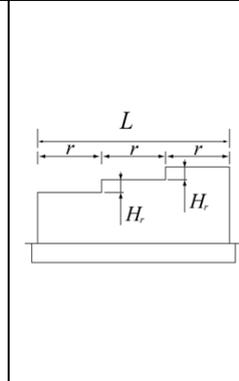
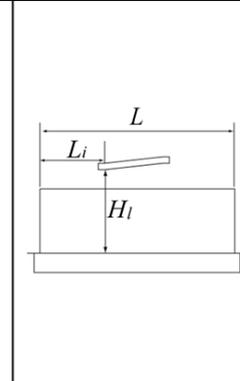
| OFFSET<br>タイプ   | NOTCH<br>タイプ  | SLANTED<br>タイプ  | STEP<br>タイプ  | DIFFUSER<br>タイプ   |
|---|---|---|--|---|
|  |  |  |  |  |
| 278.3W<br>-4.8%   | 293.4W<br>+0.4%   | 273.5W<br>-6.4%   | 306.8W<br>+5%  | 299.1W<br>+3%   |

図 1 1 フィン形状の差による放熱特性への影響

フィン形状を特徴づけるフィンピッチを変化させて検討を行った。長さが 900mm の場合と同じ底面積ではピッチ 4mm の場合に一番放熱特性が高いということになる。一方、放熱量の上流側からの推移を比較すると前縁からの距離ごとに最も放熱量の多いフィンピッチが異なることが分かる。狭いフィンピッチは放熱量の立ち上がり速いものの直に飽和するが、広いピッチほど

立ち上がりは遅れるものの下流側でも放熱量が伸び続ける。この推移について放熱量や流量、フィン間平均温度の分布を見ることで詳しく考察した。フィンピッチを変化させた時の単位幅あたりの総放熱量を図12に示す。放熱量を流れ方向に積算した推移を図13に示す。

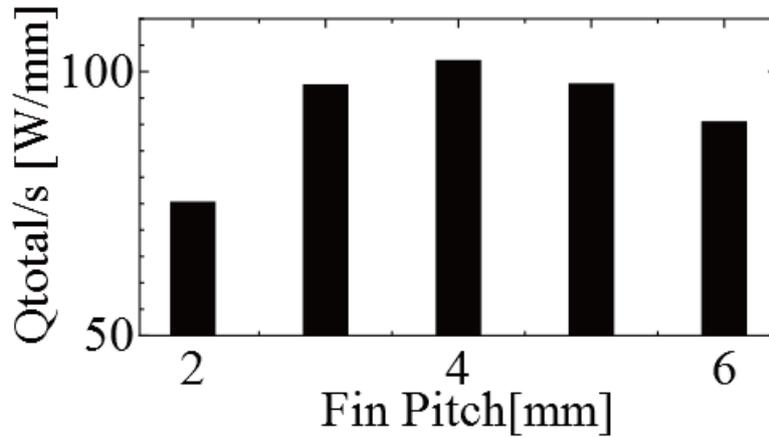


図12 フィンピッチを変化させた時の単位幅あたりの総放熱量

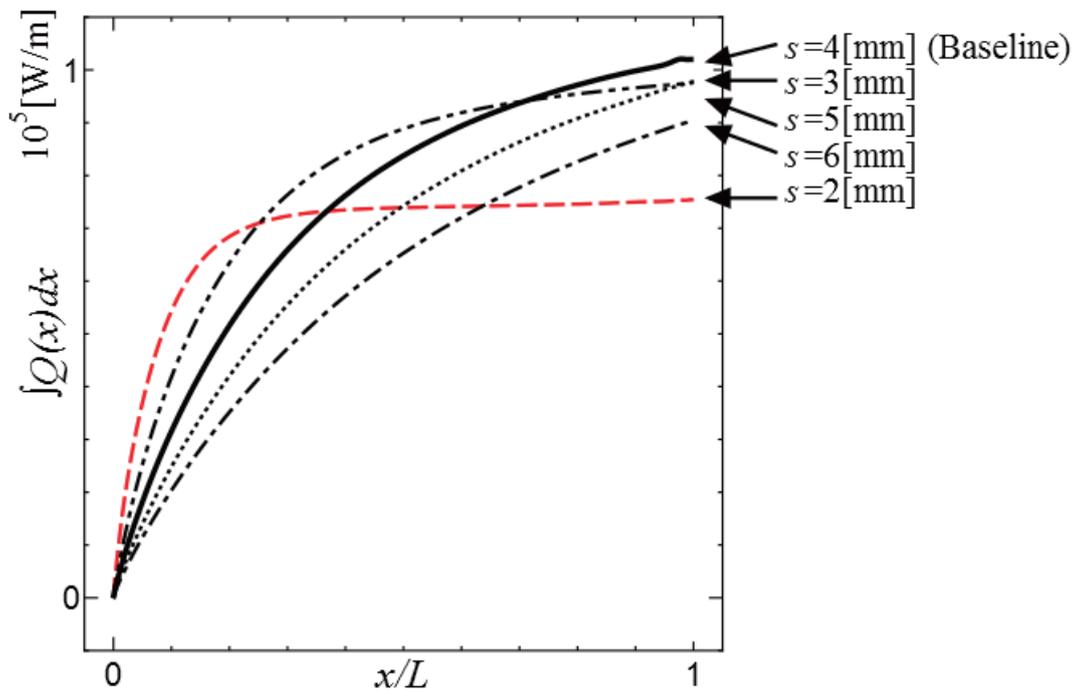


図13 放熱量を流れ方向に積算した推移

補足情報

計算コードを表 6 に示す。

表 6 計算コード

|                    |                                 |
|--------------------|---------------------------------|
| Governing equation | 3D-RANS                         |
| Variables          | $u, v, w, T, P$ (cell-centered) |
| Flux interpolation | HUS+3rd MUSCL                   |
| Time integration   | Euler implicit LU-SGS           |
| Turbulent model    | $k-\omega$ (wilcox1998)         |

座標系は原点を図 1 4 のようにフィン前縁フィン厚さ中心部にとり、クーラー長さ方向に  $x$  軸、フィン高さ方向に  $y$  軸、フィンピッチ方向に  $z$  軸を取る。

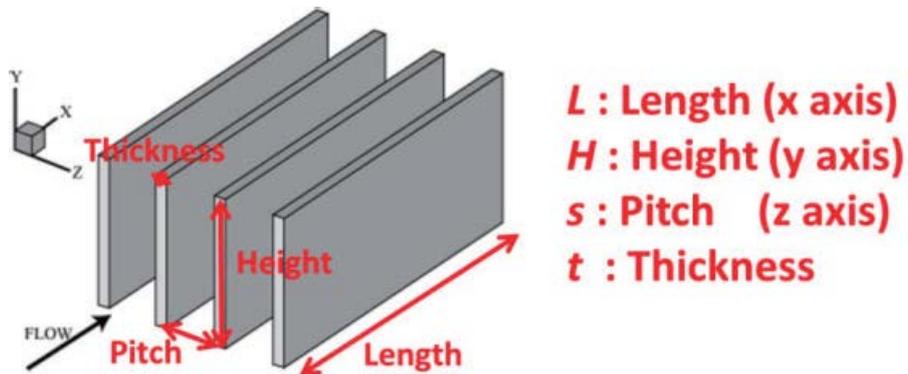


図 1 4 計算モデル

計算領域を図 1 5 に示す。

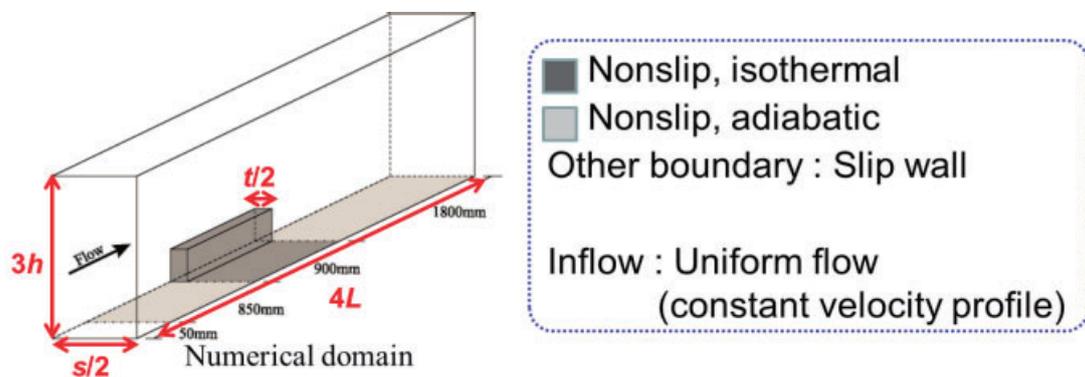


図 1 5 計算領域

計算対象のフィン形状の Baseline を表 7 に示す。

表 7 Baseline のフィン形状

|                   |        |
|-------------------|--------|
| Fin length $L$    | 900 mm |
| Fin height $H$    | 25 mm  |
| Fin thickness $t$ | 0.8 mm |
| Fin pitch $s$     | 4 mm   |

流れ場の条件を表 8 に示す。

表 8 流れ場の条件

|                              |                    |
|------------------------------|--------------------|
| Inlet velocity $U_\infty$    | 147.67m/s (M=0.44) |
| Re ( $U_\infty s/\nu$ )      | $3.2 \times 10^4$  |
| Wall temperature $T_w$       | 403.05K            |
| Inlet temperature $T_\infty$ | 337.65K            |

(8) 3-1-3 特許出願状況等

表9. 特許・論文等件数

| 要素技術         | 論文数 | 論文の被引用度数 | 特許等件数(出願を含む) | 特許権の実施件数 | ライセンス供与数 | 取得ライセンス料 | 国際標準への寄与 |
|--------------|-----|----------|--------------|----------|----------|----------|----------|
| ASSC<br>設計技術 | 3   | 0        | 0            | 0        | 0        | 0        | 0        |

表10 論文、投稿、発表、特許リスト

|    | 題目・メディア等  | 時期     |
|----|---|--------|
| 論文 | 第41回日本ガスタービン学会定期講演会<br>「フィン周囲流れ場に着目したサーフェスクーラーの放熱特性に関する数値解析」  | H25.10 |
|    | 第55回航空機原動機・宇宙推進講演会<br>「フィン周囲流れ場に着目したサーフェスクーラーの放熱特性に関する数値解析」   | H27.3  |
|    | 2015年国際ガスタービン会議<br>「Numerical Study on Heat Exchange Characteristics of Surface Air Cooled oil Cooler Focused on Flow Field around Cooking Fin」 | H27.11 |
| 投稿 | なし  | H17.4  |
| 発表 | 第41回日本ガスタービン学会定期講演会<br>「フィン周囲流れ場に着目したサーフェスクーラーの放熱特性に関する数値解析」  | H25.10 |
|    | 第55回航空機原動機・宇宙推進講演会<br>「フィン周囲流れ場に着目したサーフェスクーラーの放熱特性に関する数値解析」   | H27.3  |
|    | 2015年国際ガスタービン会議<br>「Numerical Study on Heat Exchange Characteristics of Surface Air Cooled oil Cooler Focused on Flow Field around Cooking Fin」 | H27.11 |
|    | .....   |        |

### 3-2 目標の達成度

表 1 1. 目標に対する成果・達成度の一覧表

| 要素技術                             | 目標・指標  | 成果   | 達成度  |
|----------------------------------|--|--|------|
| ASSC の試作<br>設計技術<br>試験技術<br>製造技術 | Rolls-Royce 社が、Clean Sky Project で進めている Large 3-Shaft ALPS Demonstrator エンジンに搭載可能な ASSC の試作品を製作する。 | ASSC の試作品を製作し ASSC 単体での性能、強度に関する試験を実施しエンジン搭載可能なレベルであることを確認した。<br>Rolls-Royce 社の Large 3-Shaft ALPS Demonstrator エンジンに試作した ASSC を搭載し、技術実証を完了した。                                 | 達成   |
|                                  | 製品重量 9.75kg 以下を達成する。   | 試作品を設計製造し製品重量 13kg であることを確認した。目標重量に達成していないが、振動環境下における強度、及び油通路の圧力強度にはマージン（安全率）を残しており、今後、強度と重量のトレードオフスタディによる最適化で軽量化を図る。  | 一部達成 |
|                                  | 離陸時の熱交換性能 58.55KW を達成する。<br>巡航時の熱交換性能 35.35KW を達成する。   | 製品単体試験で、離陸時の熱交換性能 31.34KW を確認した。<br>巡航時の熱交換性能 13.84KW を確認した。<br>目標熱交換性能に達していないが、数値解析による調査により空気側の冷却フィンの性能向上に資する種々の知見と冷却性能の向上を図るための設計指針を得ることができており、今後、空気冷却フィンの最適化により熱交換性能の向上を図る。 | 一部達成 |

| 要素技術                             | 目標・指標   | 成果   | 達成度 |
|----------------------------------|---|--|-----|
| ASSC の試作<br>設計技術<br>試験技術<br>製造技術 | 潤滑油が 120℃、流量 2.335lb/s 流れた時の圧力損失 34psid 以下を達成する。    | 製品単体試験で、潤滑油が 120℃、流量 2.335lb/s 流れた時の圧力損失は 34psid 以下を達成した。  | 達成  |
|                                  | 圧力サイクル 610psig⇔0psig × 120,000 回に耐える構造を達成する。        | 試作品単体試験で圧力サイクル 610psig⇔0psig × 120,000 回の試験に供しクリアした。   | 達成  |
|                                  | 40G の振動レベルに耐える構造を達成する。                              | 試作品単体試験で 40G レベルの振動試験に供しクリアした。   | 達成  |
| ASSC の熱交換性能計算プログラムの開発            | 様々な環境条件における ASSC の熱交換性能について精度を持って予想できる計算プログラムを開発する。 | 数値流体解析により得られた空気側冷却フィンの伝熱特性に関連する流れ場の知見と、試作した ASSC による熱交換性能試験の結果から ASSC の熱交換性能計算プログラムを改善し計算精度を向上させることができた。 | 達成  |
| 空気冷却フィンの高性能化検討                   | 数値流体解析により空気フィンの最適設計を可能にする基礎的な知見を得る。                 | 様々な冷却フィン形状について流れ場の検討と冷却性能の比較考察を行った。これらの結果から、冷却フィンの放熱性能向上に資する種々の知見を獲得するとともに、冷却性能の向上を図るための設計指針を得ることができた。   | 達成  |

## 4. 事業化、波及効果について

### 4-1 事業化の見通し

本事業における成果物はエンジン試験に供されるが、事業化商品化にあたっては、以下に示す技術課題の解決に取り組む必要がある。

#### (1) 高効率化

民間航空機用エンジンは大型化、GTF 技術導入、航空機の電動化による発電容量の大容量化に伴い、エンジン潤滑油の冷却負荷容量、エンジンは発電機の冷却負荷容量が増大する一方、エンジンの低燃費化に伴いエンジン潤滑油の冷却冷媒として利用されている燃料の冷却能力が低下する傾向にあるため、空気を冷媒とする ASSC の高効率化を図る必要がある。

#### (2) 小型軽量化

航空機の燃費向上に貢献するために小型軽量化を図る必要がある。

#### (3) 信頼性向上

航空機エンジンに搭載され過酷な環境な下、長時間運航に耐える耐久性を持たせる必要がある。

#### (4) コスト低減化

事業化にあたり、ASSC の新規性と性能とバランスした国際競争力のあるコストとする必要がある。

本事業はユーザーであるエンジンメーカーの Rolls-Royce 社との共同開発であり、エンジン性能を最適にする為の ASSC の詳細仕様、形態を協議する。材料・部品調達については国内のみならず、アジア、北米、ヨーロッパ諸国より最適な材料・部品をグローバル調達することにより低コストを実現させる。販売については共同開発のパートナーであるロールス・ロイス社からの受注が期待でき、現在までに培ってきた価格競争力・技術・製造・品質・販売・カスタマー・サポート体制と、さらなる改善及びグローバル展開にて、競合他社との差別化を図り、シェア拡大を図る。

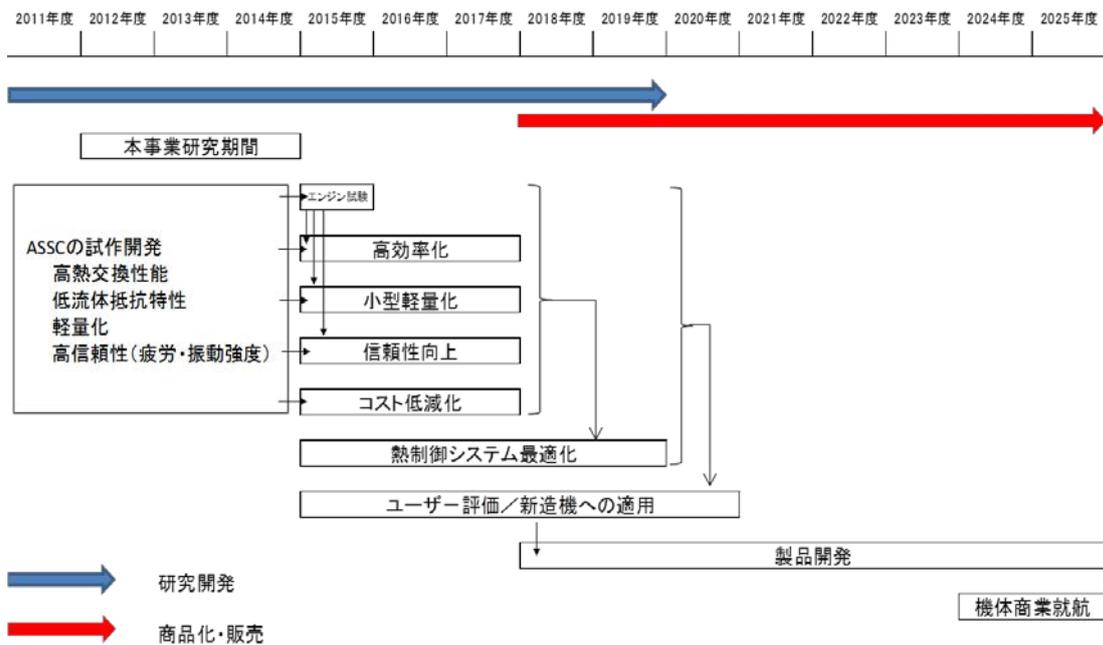


図 1 6 事業化に向けての展望

#### 4-2 波及効果

本プロジェクトでは、推進力 72,000lb クラスのエンジンの熱交換器 (ASSC)を開発したが、すべてのクラスのターボファンエンジン用の熱交換器に応用できる技術である。

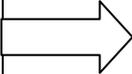
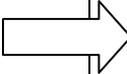
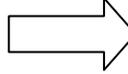
また、本プロジェクトでは、熱交換器の高効率化、小型軽量化の技術開発であり、対象となったエンジン潤滑油の冷却装置のみならず、航空機に搭載されるすべての熱交換器の設計開発に利用できる可能性が期待できる。

## 5. 研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等

### 5-1 研究開発計画

本事業の全体の研究開発計画を表12に示す。

表12. 研究開発計画

| 実施項目／年度                      | H24   | H25   | H26  | H27  |
|------------------------------|---|---|--|--|
| 試作品の仕様設定                     |  |   |  |  |
| 試作品の基本設計                     |   |  |  |  |
| 試作品の製作                       |   |   |   |  |
| 試作品の試験                       |   |   |  |  |
| 試作品のエンジン試験<br>Rolls-Royce 担当 |   |   |  |  |
| 研究開発費用                       | 6 百万円   | 40 百万円  | 40 百万円   | 0 百万円  |

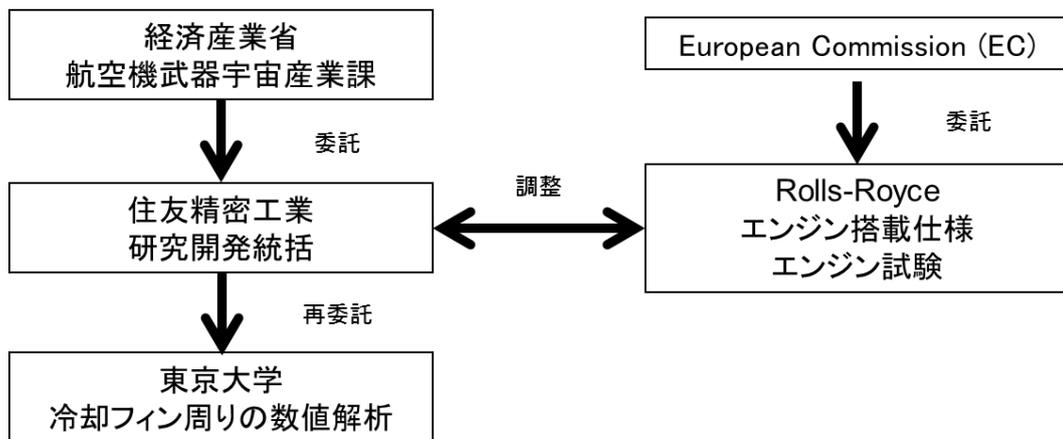
## 5-2 研究開発実施者の実施体制・運営

研究開発体制を図17に示す。

本事業の研究開発は、住友精密工業株式会社が経済産業省からの委託を受けて実施した。また、再委託先として東京大学が参加した。

また、研究開発の実施に当たっては、英国のRolls-Royce社とエンジン搭載仕様についての調整を実施した。研究開発を統括するためのプロジェクトリーダー（航空宇宙熱制御システム部 技術課 富田 進）を設置した。

図17. 研究開発実施体制



## 5-3 資金配分

本事業の各研究開発項目に対する資金配分状況を表12に示す。実施内容から判断し、資金配分は妥当だったと考える。

## 5-4 費用対効果

各年度において、成果を上げることができており、費用対効果は適切だったと考える。また、Rolls-Royce社から必要な、仕様情報を入手、調整することにより、本事業は効率的に進められて、当社単独では非常に困難かつ費用が掛かるエンジン試験を実現することができて投資以上の効果が得られた。

## 5-5 変化への対応

本事業期間内において、本事業に影響を与える情勢変化は生じなかった。