

# シンプル・高性能化技術（圧縮機）

## Development of Simple and High-Performance Technology for Compressor

加藤 大 航空宇宙事業本部技術開発センター要素技術部 主査 博士（工学）  
後藤 信也 技術開発本部総合開発センター回転流体機械開発部  
加藤 崇也 航空宇宙事業本部技術開発センター要素技術部  
若林 元 航空宇宙事業本部生産センター生産企画部 主査  
落合 宏行 航空宇宙事業本部 技監

環境適応型小型航空機用エンジンにおける直接運航費用を低減するため、高性能を維持しつつ段数削減による低コスト化と軽量化を狙った高負荷空力設計技術を開発した。数値流体解析による三次元設計を行い、要素試験によって目標圧力比を達成した。小型化に伴う翼先端すき間流れの増加を抑制し、高作動域化を図るディフューザパッセージ動翼を考案し、試験によって有効性を示した。並行して、リニアフリクションウエルディングやマイクロスパークコーティングなどの低コスト製造技術を開発した。

To reduce the direct operating costs of environmentally compatible engine for small aircraft, highly loaded aerodynamic design technology was developed for the compressor, which could reduce the number of stages considerably while maintaining the performance. Three dimensional aerodynamic design was employed using Computational Fluid Dynamics, and the target pressure ratio was obtained from performance rig tests. Diffuser Passage Compressor technology was introduced to suppress tip clearance leakage flows and expand the operating range of small compressors. Effectiveness was demonstrated by low-speed model tests. Linear friction welding and Micro Spark Coating technologies were developed to realize low cost and simple production of the compressor blisks, a term for integrated bladed disks.

### 1. 緒 言

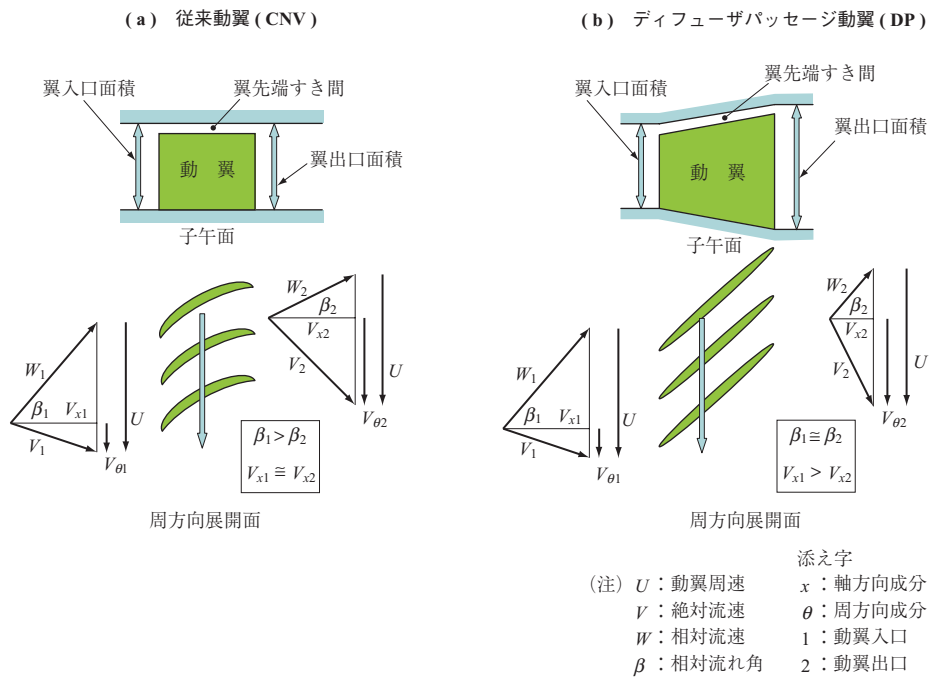
環境適応型小型航空機用エンジン（小型エコエンジン）では、取得費用、整備費用、燃料費用からなる直接運航費用の大幅な低減を目指している。このため、多段の動・静翼列部品などから構成される高圧圧縮機には、高効率を維持しつつ、段数を削減して大幅な重量削減と低コスト化を実現するシンプル・高性能設計技術が求められる。さらに、小型化に当たっては、種々のスケール（たとえば、表面粗さや製造公差の相対的な増大など）効果を考慮する必要がある。このなかでも特に翼高さが低くなる後段において、翼先端すき間の相対的な増大に伴う、翼先端すき間流れの影響を抑制する空力設計技術が、エンジンの作動範囲を確保するために重要となる。一方、構造面、製造面、整備面でも、軽量・低コストを実現するために、先進的な製造技術が必要となる。

本稿では、これらの要求を踏まえてエコエンジンプロジェクトにおいて開発した、圧縮機に関するシンプル・高性能化技術について概説する。

### 2. 圧縮機の目標仕様および構造

直接運航費用の低減目標を実現するためのエンジン基本サイクルを検討した結果、圧縮機部では圧力比 12 以上を 6 段で達成することが必要であることが分かった。したがって、現状の世界技術レベルでは 10 ~ 12 段要する段数を半分近く減らせる高負荷化を目標仕様とした。空力負荷の増大と性能維持とを両立させるためには、CFD (Computational Fluid Dynamics) 解析を駆使した高負荷翼設計技術が必要となる。この技術を実証するために多段圧縮機を設計し、性能試験を実施することにした（以下、この圧縮機をベース形態高負荷多段圧縮機と呼ぶ）。

前述した翼先端すき間の相対的な増大に伴う翼先端すき間流れを抑制する空力設計技術として、**第 1 図**に示すように、翼列内の空気の圧縮を従来のような相対流れの転向によらずに軸流速度の減速によって実現する、ディフューザパッセージ動翼コンセプトを考案した<sup>(1)</sup>。これによって、動翼の正圧面から負圧面に流れる翼先端すき間流れを低減し、シンプル化のための段数削減（高負荷化）によ



第1図 ディフューザパッセージ動翼のコンセプト  
 Fig. 1 Concept of diffuser passage compressor

るストール（失速）発生を抑制することを狙った。

さらに高性能化と部品点数の大幅な削減を実現するため、世界的にも実施例の少ない全段ブリスク（翼とディスクとが一体で加工された部品）構造を採用し、静翼についても低コスト化のため、性能と製造性を両立し得る高負荷三次元翼形状を設計することとした。

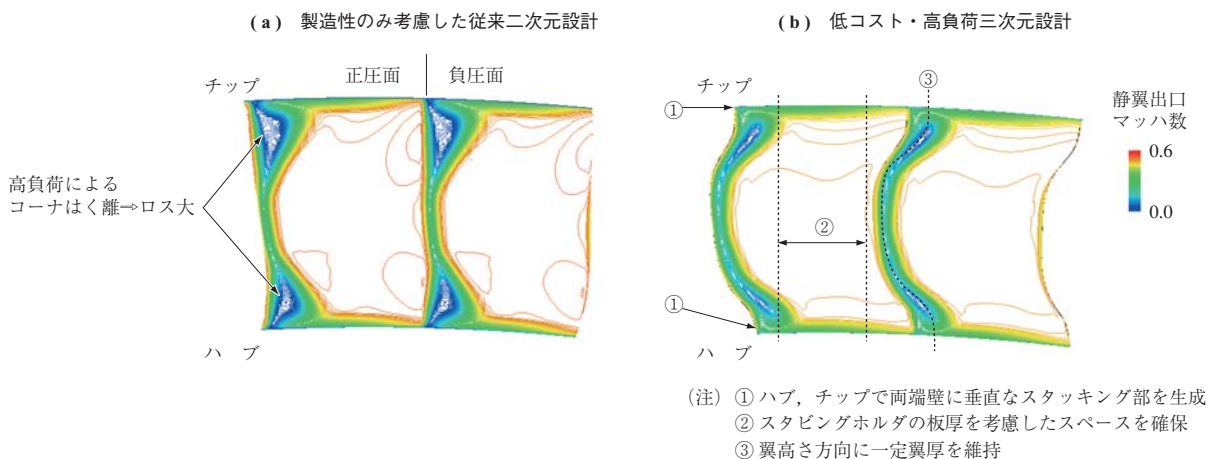
### 3. 圧縮機空力設計技術

#### 3.1 ベース形態高負荷多段圧縮機の設計・試験

空力設計では、通路形状、段負荷分布、反動度分布などの基本的なフローパターンを設定した後、流線解析と CFD

解析とを用いて高負荷翼設計を実施した。なかでも固定静翼では、第2図に示すように、翼負圧面と端壁での流れのはく離を抑え、かつプレスロール、スタビング（翼をシュラウドに突き刺して固定する加工方法）などの低コスト製造法を適用可能な三次元高負荷翼形状を設計できた。

第3図に、製作した圧縮機のロータアセンブリ（-(a)）および全体アセンブリ（-(b)）の外観を示す。高負荷化のため、全般的に低アスペクト比の動翼を用いており、また詳細な段間データを取得するため、数百点に及ぶ圧力・温度などの計測配線を設けてある。第4図に取得した全体性能試験結果を示す。設計回転数で所定の高圧力比を達



第2図 低コスト製造性を考慮した高負荷翼の空力設計（中間段静翼）  
 Fig. 2 Aerodynamic design of highly loaded airfoil considering low cost manufacturability ( middle-stage stator vane )

(a) ロータアセンブリ

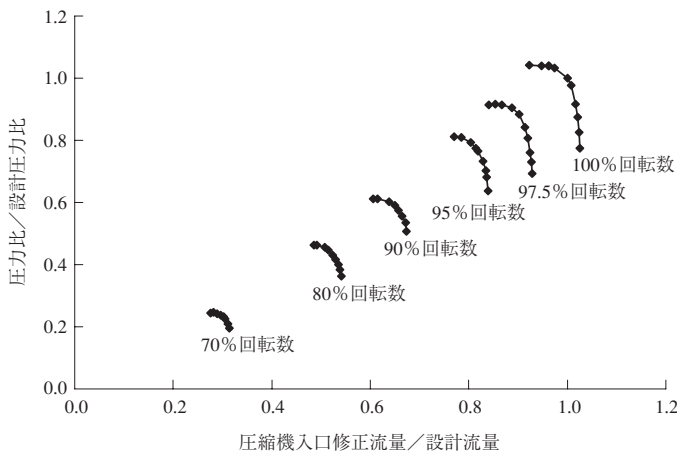


(b) 全体アセンブリ



第3図 ベース形態高負荷多段圧縮機の外観

Fig. 3 External view of base-type highly-loaded multistage compressor



第4図 ベース形態高負荷多段圧縮機の全体性能試験結果

Fig. 4 Test results on overall performance of base-type highly-loaded multistage compressor

成でき、段数削減のためのシンプル化設計技術を取得できた。

### 3.2 ベース形態高負荷多段圧縮機の性能向上策の検討

ベース形態の試験計測結果の分析に基づく改善箇所の抽出および可変静翼すき間、中間段抽気孔、翼根元の

フィレットなどの形状も含めたより高次モデルのCFD解析<sup>(2)</sup>によって、改良設計を実施した。第5図に代表的な例を示す。可変静翼(VSV)では、翼部とハブ・チップ通路とのすき間での流れも考慮した翼形状の最適化によって、圧力損失を低減できる見通しを得た(第5図-(a))。フローパターン(軸方向の負荷分布)の見直しと翼形状の最適化によって、動翼翼面ピークマッハ数を低減できる見通しも得た(第5図-(b))。

### 3.3 ディフューザパッセージ動翼の性能実証

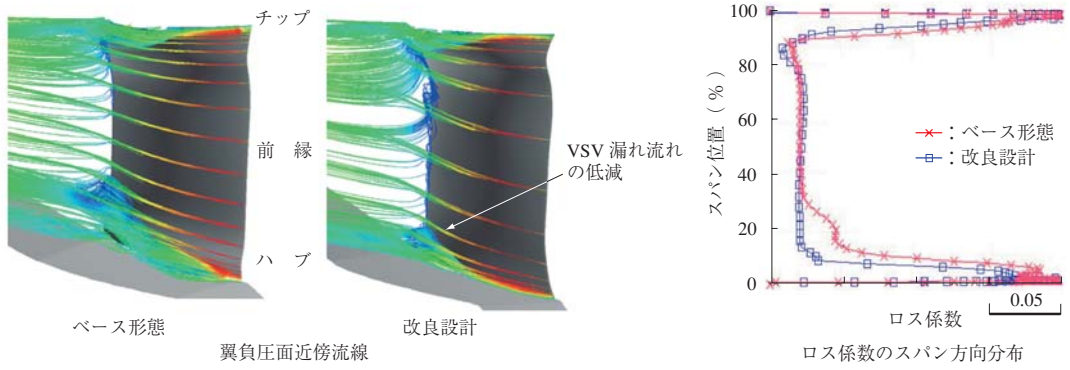
まず、ディフューザパッセージ(DP)の直線翼列による風洞試験を実施し、基本的な圧力上昇能力を確認した<sup>(1)</sup>。次に、DP動翼と従来(Conventional:以下、CNVと呼ぶ)動翼の回転環境における性能を比較するため、回転翼列試験機を試作した。高負荷多段圧縮機の後段を模擬した1.5段(スワール発生用案内翼+動翼+静翼)形態であり、互いに同一の設計空力負荷に設定した。スケールを大きくして詳細な計測ができるよう、空力的な相似性を保ちながら低速化した。第6図に翼列試験機の断面(-(a)、-(b))と製作したDP動翼アセンブリの外観(-(c))を示す。

第7図に、両動翼それぞれの入口・出口でのヨーメータの翼高さ方向トラバース計測による全体性能結果を比較する。ここで横軸は動翼入口平均軸流速を動翼入口チップ周速で除したものであり、縦軸は動翼での入口全圧に対する静圧上昇を、動翼入口密度と動翼入口チップ周速の二乗の積で除して示したものである。各ケースにおいて最も低流量側のプロットよりわずかに低い流量で圧縮機全体のストールは発生するが、動翼単体のストール点は、通常、静圧上昇のピークで定義されるので、これに従い同図中に両動翼の失速作動線を記した。

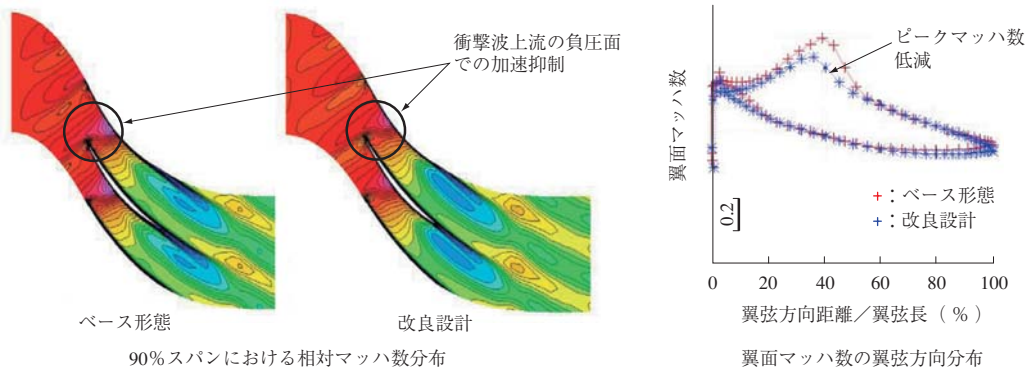
CNV動翼では、翼先端すき間を約2倍に広げると、ストール発生流量が大幅に増加する(ストール余裕が減少する)のに対し、DP動翼では、ストール発生流量はあまり増加しておらず、小型化に伴うストール発生を抑制できる技術であるといえる。さらに、DP動翼のポンピングカーブ(流量-圧力上昇曲線)は、CNV動翼のカーブに比べて、流量の減少に対する圧力上昇の増加量が大きい(より急しゅんである)。

多段圧縮機の後段動翼としては、より急しゅんな方が、圧縮機全体の作動線が絞られた際の圧縮機入口流量の変化が小さくなり、前段側を絞らなくて済むため好ましい。この観点からも、DP動翼を採用することで、高負荷多段圧

(a) 可変静翼 (VSV) すき間流れを考慮した改良設計

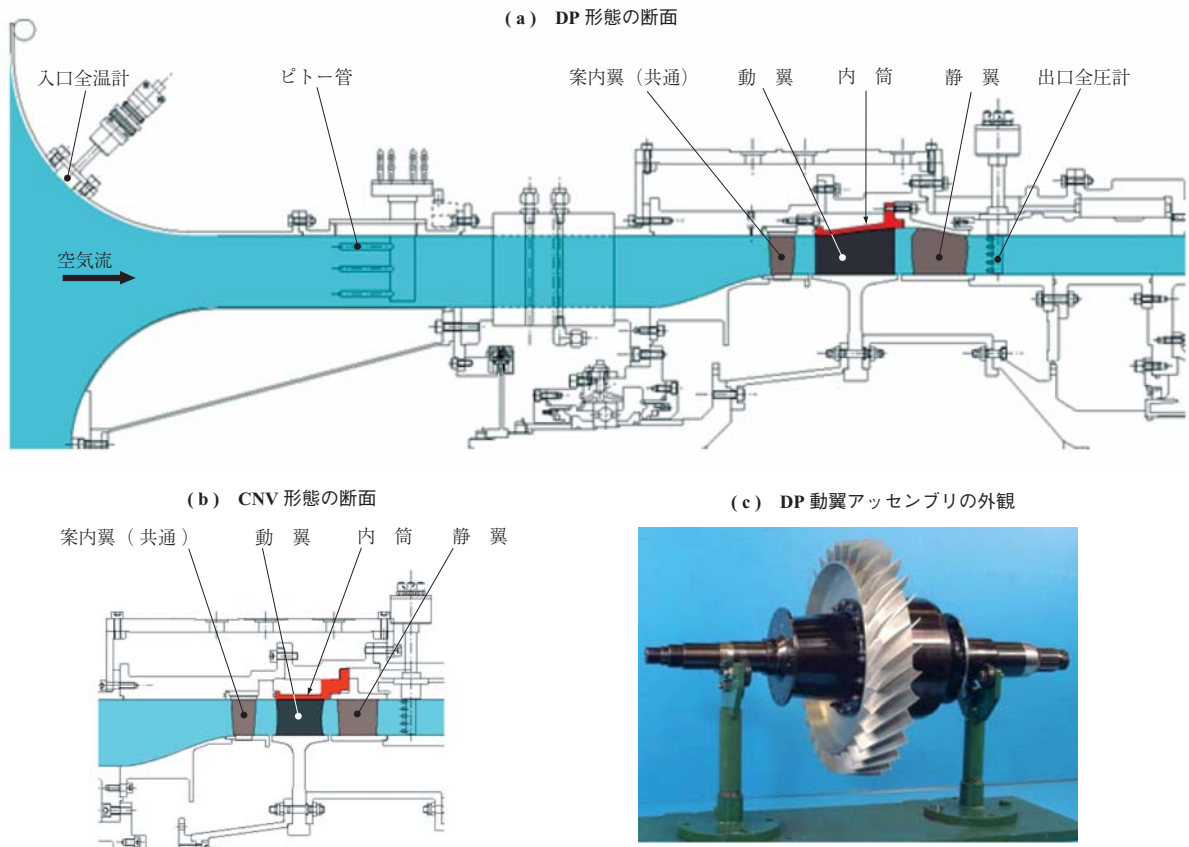


(b) フローパターンと翼形調整による前段動翼の改良設計



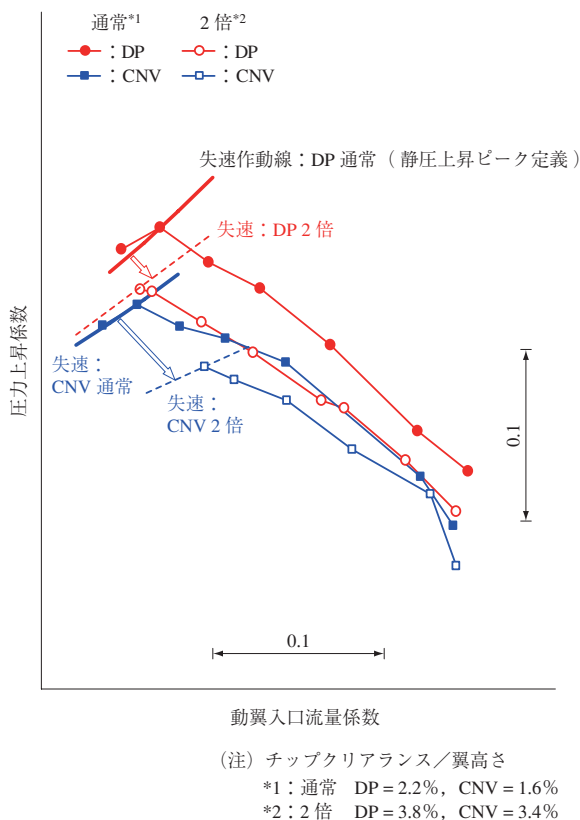
第 5 図 試験結果および複雑形状 CFD に基づく高負荷翼の改良設計

Fig. 5 Redesign of highly-loaded compressor based on base-type test results and CFD with more realistic geometry



第 6 図 低速回転モデル翼列試験機の外観

Fig. 6 Cross sectional and external views of low-speed model compressors



第 7 図 DP 動翼と CNV 動翼の全体性能試験結果比較  
Fig. 7 Comparison of tested performance of DP rotor and CNV rotor

縮機の空力性能をよりロバスト（翼先端すき間の増大に対してストール余裕の低下の少ない状態）にできると考えられる。

#### 4. 圧縮機製造技術

##### 4.1 ブリスク低コスト製造技術の開発

高性能化の要求から、ブリスク構造が積極的に検討される潮流があり、対応した製造技術の開発が急務である。通常、ブリスクの翼面は切削で加工されるが、粗加工の段階で多くの素材をロスしており、製造コスト面で問題が多い。これを解決するため、線形摩擦接合（Linear Friction Welding：以下、LFW と呼ぶ）を適用したブリスク製造技術を開発した。

LFW 法は、1981 年に英国溶接研究所 (TWI Ltd) で開発された技術であり、継手断面が円形などに限定されないことを特長とする摩擦接合法である。翼単体をディスク部分に接合する製造過程をとることによって、素材費・加工費を低減することが可能になるが、ブリスク翼に対応できる継手機械強度の確保と施工時の干渉回避が課題である。本研究では、実翼形状の模擬翼を LFW 法で製作し疲労強度を調査した後、実物大のブリスク試験体を製作した。

第 8 図に最適化した接合条件で製作し、疲労強度試験に供した試験片（材質：Ti-6Al-4V）を示す。試験前に翼の応力分布を解析し、模擬翼の製作では LFW 継手に十分に高い応力が負荷されるように接合部位を設定した。疲労試験の結果、継手部および熱影響部から破壊したケースはなく、実翼形状でも LFW 継手の優れた耐久性を検証できた。

第 9 図に LFW 法で製作した実物大のブリスク試験体の外観を示す。接合前の翼にはグリップ用のフランジを設けるため両サイドの翼の干渉が懸念されたが、実機を想定した翼間距離でも治具の工夫によって問題なく施工できた。

LFW 法は施工の自由度で非常に優れた手法であり、多くの航空エンジン部品へ適用が可能である。



第 8 図 疲労試験後の翼形状試験片外観  
Fig. 8 Appearance of blade shape sample after high cycle fatigue test



第 9 図 LFW 法で製作したブリスク試験体  
Fig. 9 Demonstrator blisk manufactured by LFW

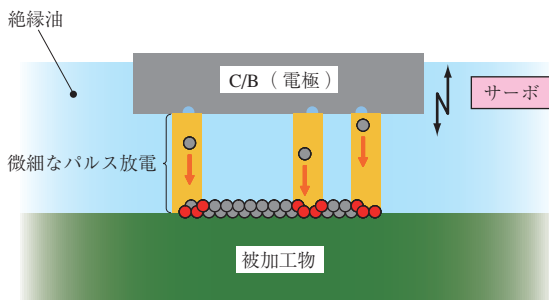
## 4.2 アブレシブコーティングの開発

マイクロ・スパーク・コーティング（MSCoating：以下、MSC と呼ぶ）を利用して、圧縮機翼先端のアブレシブコーティングを開発した。MSC は、金属またはセラミックスの成分を仮焼結したコーティング・ブロック（C/B）と製品表面との間にパルス放電を発生させ、そのエネルギーで C/B の成分を製品表面にコーティングする我が国の独自技術である。C/B の成分を選定することによって、さまざまな機能性皮膜を付けることができる。第 10 図に MSCoating の原理を示す。

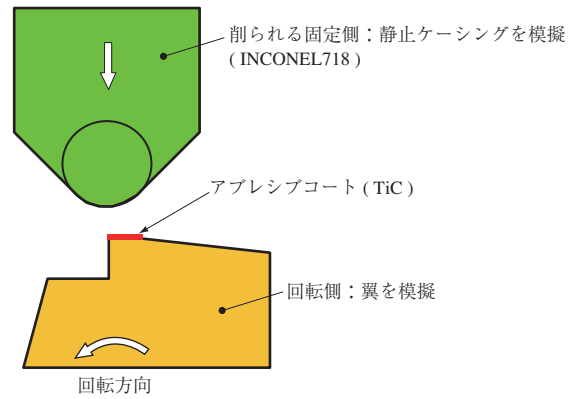
小型エコエンジンでは、圧縮機翼先端に MSC でチタンカーバイド（Titanium Carbide：以下、TiC と呼ぶ）を付けてアブレシブ性をもたせ、運用での翼磨耗を抑え整備費を削減することを狙っている。本研究では、TiC を付けた場合のアブレシブ性能の確認、また硬い TiC を付けることによる疲労（HCF）寿命への影響を調べた。

回転する翼を模擬した TiC を付けた試験片を、静止ケーシングを模擬した試験片と擦り合わせてアブレシブ性能を調べた。翼の腹面に付けた場合と先端に付けた場合を想定した試験を行った。試験温度は室温、擦動速度は周速 32 m/s、切込み深さは 0.02 mm である。第 11 図に摩耗試験の構成、第 12 図に固定側の削られた状態を示す。TiC に摩耗は認められず、良好なアブレシブ性を確認できた（翼先端に付けた場合の方が良い）。

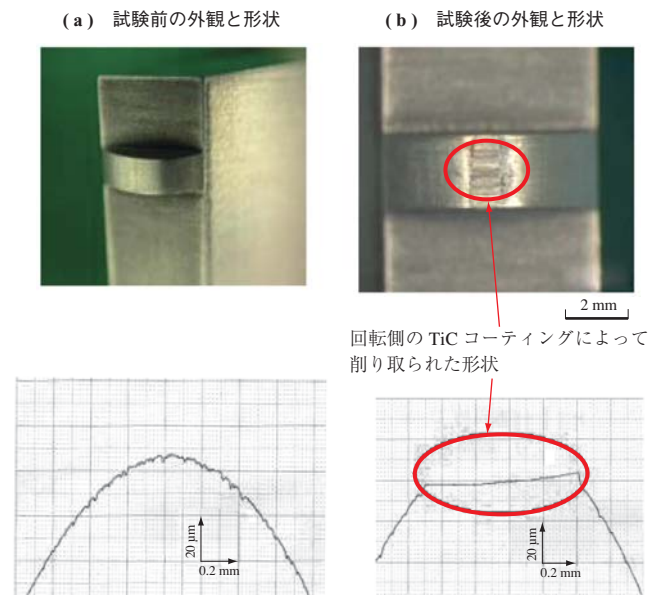
次に、実翼の翼先端と先端近くの腹面に TiC を付け、HCF 寿命を取得（翼先端での翼弦方向の振動モード）した。TiC を付けない場合に比べ、約 13～19%強度が低下し、クラックは翼先端近くの腹面で発生した。第 13 図に HCF 試験後の状態を示す。TiC が硬いため、耐伸性の低下したことが原因と考えられる。実機的设计時には、この低下を考慮することが必要であることが分かった。



第 10 図 MSCoating の原理  
Fig. 10 Principle of deposition by MSCoating

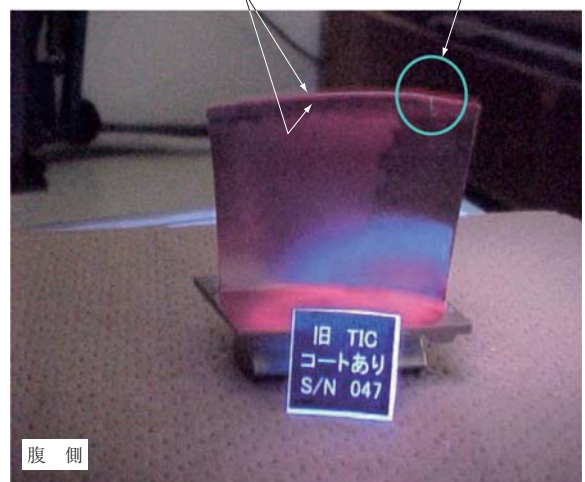


第 11 図 摩耗試験の構成  
Fig. 11 Test configuration for quality evaluation against abrasion



第 12 図 固定側の削られた状態  
Fig. 12 Appearance of fixed test pieces after abrasion test

TiC のコーティング（先端と先端近くの腹面） クラックの発生位置



第 13 図 HCF 試験後の状態  
Fig. 13 Appearance of compressor blade after high cycle fatigue test

## 5. 結 言

本稿では、エコエンジンプロジェクトで開発してきた、圧縮機に関するシンプル・高性能化技術を概説した。

空力面では、本研究で開発した高負荷多段圧縮機とディフューザパッセージ動翼とを組み合わせることによって、小型エンジンに適用できる、従来よりも大幅に段数を削減した高性能軸流圧縮機を実現できる見通しを得た。

製造面では、高性能・軽量化を狙ったブリスク構造を低コストで製造するための LFW 技術を開発できた。また MSC によるアプレシブコーティング技術によって、整備費用の低減に貢献できる見通しと課題も明らかにできた。

これらの先進技術によって、小型エコエンジンの直接運航費用の低減に大きく貢献できるものと考えられる。

## — 謝 辞 —

本研究は、経済産業省の民間航空機基盤技術プログラムによる「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」の一環として、独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）から助成を受けて実施したものである。本研究の実施に当たり、ご協力いただいた NEDO および関係各位のご厚誼に対し、深く感謝の意を表します。

また、本研究の実施に当たり、早稲田大学の太田英輔教授には、同学への委託研究として実施いただいた低速回転モデル翼列試験で、多大な技術的支援を賜りました。また、航空宇宙事業本部の児玉秀和技監、原動機セクター原動機プラント事業部の野原隆樹氏、航空宇宙事業本部技術開発センター要素技術部の江畑維一部長、位田 太主査、山上 舞氏、大桐邦夫氏、内野定明氏、技術開発本部生産技術センター生産技術開発部の大岩直貴氏、航空宇宙事業本部生産センター生産企画部の辻 純二部長、渡辺光敏主査および関係各位からは多大な協力を得ました。ここに記し、深く感謝します。

## 参 考 文 献

- (1) 室岡 武，今成邦之，加藤 大，後藤信也，児玉秀和：高負荷ディフューザパッセージ圧縮機の技術検討 第 32 回ガスタービン定期講演会講演論文集 2004 年 10 月 pp. 203 - 208
- (2) 後藤信也，加藤崇也，加藤 大：高圧軸流圧縮機設計における CFD の適用 第 34 回ガスタービン定期講演会講演論文集 2006 年 10 月 pp. 53 - 56