

高効率，高比流量のファンと遠心圧縮機の空力技術

Aerodynamic Technologies for High-efficiency and High Specific-flow-rate Fan
and Centrifugal Compressor

田 中 久 人*
Hisato TANAKA

小 穴 峰 保*
Mineyasu OANA

要 旨

低燃費と高推重比をねらった HF120 ターボファンエンジンの開発に先立って、高効率かつ高比流量のファンと遠心圧縮機を成立させる空力技術を開発した。

ファンでは、衝撃波によって生じる圧力損失の低減に着目し、スウェプトファンの設計をおこなった。数値流体解析により、スウェプトファンの翼前縁と通路の衝撃波による圧力損失の低減と、スパン全域での断面効率の向上を予測した。その後スモールスケールリグ試験をおこない、HF118 ターボファンエンジンのファンに対し、エンジンの代表的な三つの運転条件である離陸、上昇と巡航で効率 1.5% 以上の向上と入口比流量 2% の向上を達成した。

遠心圧縮機では、出口比流量増加による空力負荷の増加に対して、境界層の薄い翼前半部分で空力負荷を増加させた翼形状を設計し、数値流体解析により高効率を確認した。その後スモールスケールリグ試験をおこない、HF118 ターボファンエンジンの遠心圧縮機に対し巡航条件で、出口比流量 7% の向上と効率 0.8% の向上を達成した。

本稿で先行開発した空力技術は、HF120 ターボファンエンジンのファンと遠心圧縮機の空力設計に投入されている。

ABSTRACT

This paper describes the development of aerodynamic technologies for a high-efficiency and high specific-flow-rate fan and centrifugal compressor during the preceding research for the HF120 turbofan engine in order to achieve low specific fuel consumption and high thrust-weight ratio.

For the fan, a swept fan blade design was selected to decrease the pressure loss from shock waves. Computational Fluid Dynamics analysis provided an estimate of the decreased pressure loss from shock waves at swept fan leading edge and flow passage, and the efficiency enhancement throughout the span. Small-scale rig testing indicated that the newly designed fan improves efficiency by 1.5% or more and inlet specific flow rate by 2% in comparison with the fan of the HF118 turbofan engine, in three typical operating conditions: takeoff, climb and cruise.

For the centrifugal compressor with increased aerodynamic loading from higher exit specific flow rate, a new blade configuration was designed to raise aerodynamic loading at the forward area of the blade where the boundary layer is thinner, followed by a confirmation of high efficiency via Computational Fluid Dynamics analysis. Small-scale rig testing indicated enhancement of exit specific flow rate by 7% and efficiency by 0.8% in cruise condition in comparison with the centrifugal compressor of the HF118 turbofan engine. The aerodynamic technologies described in this paper have been incorporated into the fan and centrifugal compressor of the HF120 turbofan engine.

1. まえがき

Honda は 1986 年から小型ジェットエンジンの基礎研究をおこない、2003 年に HF118 ターボファンエンジン (HF118) ⁽¹⁾ の単独開発を完了した。2006 年からは、General Electric 社 (GE) と、HF118 をベースとした

HF120 ターボファンエンジン (HF120) の共同開発を開始し、2013 年に米国連邦航空局の型式認定を取得した。

HF120 のエンジン構造を Fig. 1 に示す。HF120 は HF118 からさらに低燃費と高推重比をねらったエンジンである。

より少ない燃料流量で大きな推力を発生させて低燃費と

*航空機エンジン R&D センター

するには、エンジン各部の空力部品の効率向上が重要である。またエンジン重量を低減しながらより大きな推力を発生させて高推重比とするには、空力部品の前面投影面積を小さくしながらより多くの流量を飲み込む比流量向上が重要である。

HF120 の推力の大部分はエンジン前方に位置するファンの流量に比例し、また HF120 のエンジン全体圧力比の大部分は遠心圧縮機によって発生している。このためエンジンを構成する空力部品の中でも、ファンと遠心圧縮機は、特に重要な役割を持っている。

本稿では、高効率かつ高比流量なファンと遠心圧縮機を成立させるための空力技術について、設計方針、数値流体解析による性能予測と、スモールスケールリグ試験による性能実証を紹介する。

GE と共同開発した HF120 のファンと遠心圧縮機は、Honda が主に空力設計を担当しており、本稿で述べる空力技術を投入して設計されている。

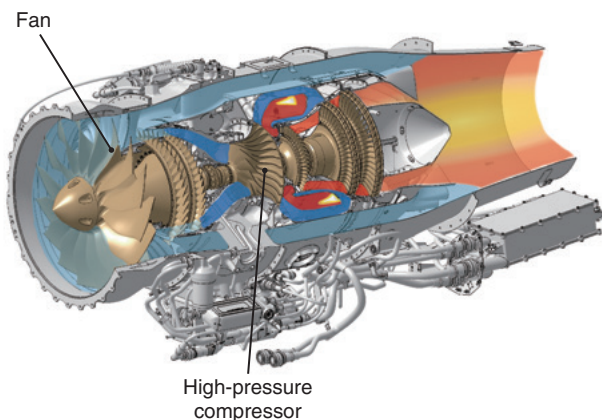


Fig. 1 HF120 turbo fan engine features

2. 開発のねらい

HF118 に対して HF120 はさらなる燃費と推重比の向上をねらっている。先行研究ではファンと遠心圧縮機に対してそれぞれ、1.5% および 0.5% の効率向上と、2% および 6% の比流量向上を目標とした。

なお、比流量の算出に用いる前面投影面積は、エンジン重量への影響が大きい最外径で定義する。ファンでは入口面積を用いた入口比流量で定義し、遠心圧縮機では出口面積を用いた出口比流量で定義する。HF118 の遠心圧縮機の軸方向位置でのエンジン外径は、Fig. 2 から見て取れるようにエンジン入口外径より大きく、最大径となっているため、遠心圧縮機出口の小径化は、推重比の向上にとって重要な技術である。

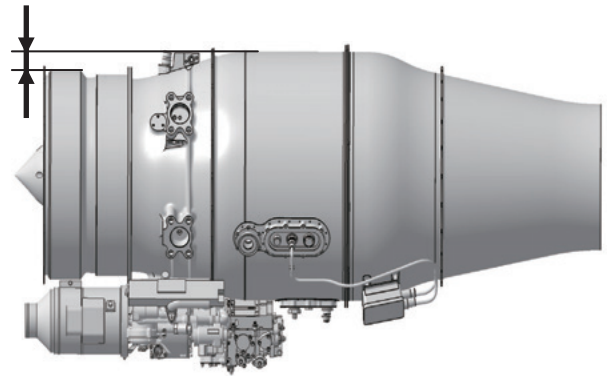


Fig. 2 Engine side view of HF118

3. ファンの空力技術

3.1. ファンの設計方針

ファン動翼の設計において従来からおこなわれてきたのは、異なる半径位置で翼の断面形状を定義し、各断面の重心位置が一致するように半径方向に重ね合わせて、ファン動翼が回転する時の遠心応力の抑制を重視した方法である。この方法により設計した HF118 のラジアルファンをエンジン前方から見た形状を Fig. 3(a) に示す。

ファン動翼に流入する空気の相対速度は超音速であり、ファン動翼を通過する際に衝撃波が発生すると、圧力損失が生じる。衝撃波は流入空気に対する角度が 90 度のときに最も強く、圧力損失は最大となり、効率も大きく低下してしまう。ラジアルファンでは、流入空気に対するファン動翼前縁のスウェプト角は、翼根元から翼端まで 90 度に近い角度でほぼ一定であるため、ファン動翼前縁に生じる圧力損失が大きい。

そこで、ファン動翼前縁に生じる圧力損失を低減させるために、翼根元から翼端までのスウェプト角を 90 度からずらして複合的に変化させたスウェプトファンを設計した。Fig. 3(b) にこの形状を示す。ラジアルファンとは異なりスウェプトファンでは各半径位置で翼断面の重心位置はかならずしも一致していないが、各断面の翼形状と翼厚を考慮した設計手法を組合せて、遠心応力を許容値以内に収めている。

3.2. ファンの性能予測

スウェプトを適用して設計したファン動翼に対して、弊社開発の数値流体解析ツール⁽²⁾を用いて性能予測をおこなった。

設計点の一つである巡航条件におけるラジアルファンおよびスウェプトファンの解析結果を Fig. 4 に示す。これらは Fig. 3 に破線で記した 80% スパンの円筒面上での相対マッハ数等高線図である。ラジアルファンに比べてスウェプトファンは、緑丸で示す翼前縁と青丸で示す通路に発生している衝撃波の等高線密度はともに低くなっており、こ

れら二つの領域で衝撃波が緩和され、圧力損失が低減していることがわかる。

また同じ条件での、スパン方向の効率分布を Fig. 5 に示す。Fig. 4 で示した衝撃波の緩和によって、80% スパンの効率は 2% 改善している。90% スパン以上の翼端側では翼端の隙間から生じる流れの影響により差が見られないが、0% スパンから 80% スパンまでの広い領域にわたって、設計のねらい通りに効率を向上させることができた。この効率分布をスパン方向に積分し、これまでの数値流体解析と試験の相関を用いると、ファンの効率向上は約 1.5% となり、効率目標は達成可能と判断した。

さらにスウェプトファンでは、衝撃波の緩和によって圧力損失が低減されるだけでなく、衝撃波後方の境界層の発達も抑制されるため、2% の比流量向上目標も達成可能との見込みが得られた。

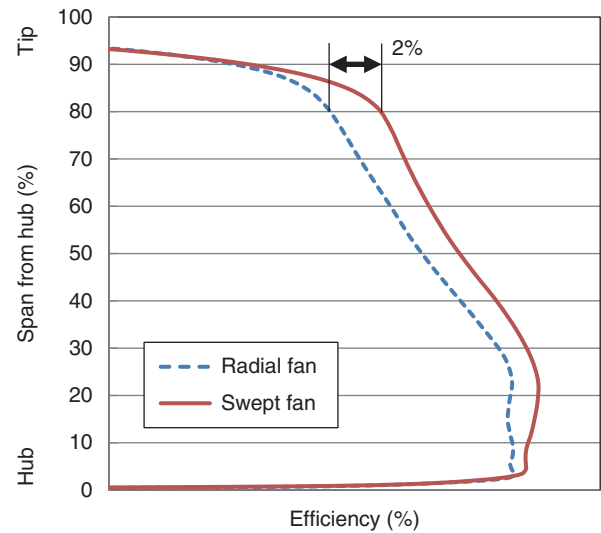


Fig. 5 Span-wise efficiency distribution of fan rotor exit

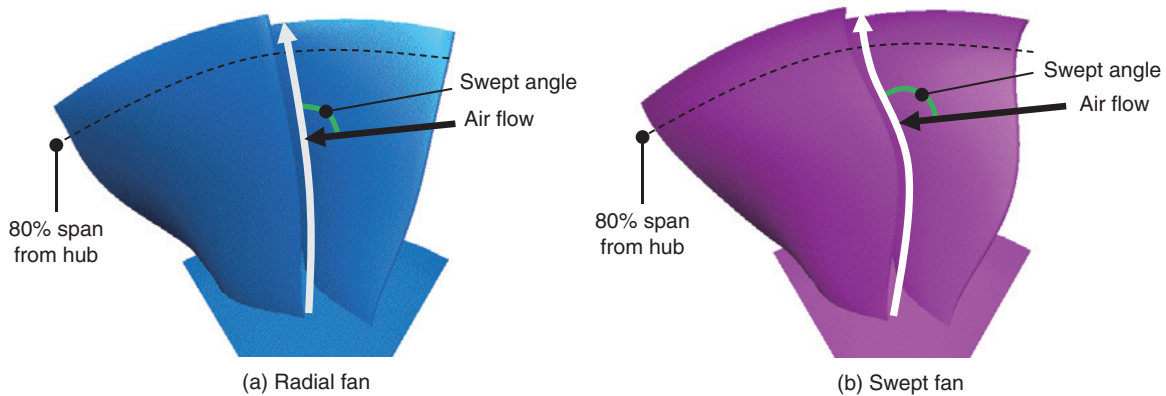


Fig. 3 Front view of fan rotor

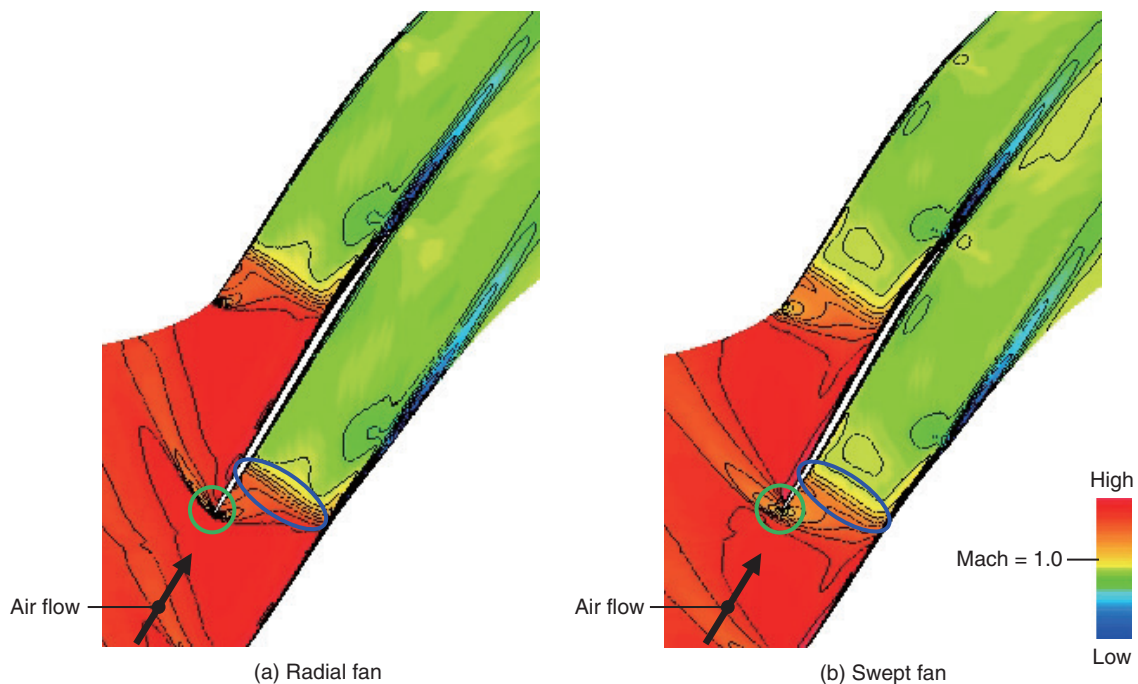


Fig. 4 Mach contours of fan rotor at 80% span from hub

3.3. ファンの性能実証

数値流体解析による性能予測を完了したファンは、加工時間と試験実証までの開発期間の短縮を図り、スモールスケールの試作品で空力性能試験をおこなった。

スモールスケールのファンに要求される形状精度は、エンジンサイズの形状精度よりもスケール倍だけ小さな値となるため、加工精度に注意して試作品を製作した。本ファンに対しては、3次元計測器による評価をおこない、空力試験に必要な形状精度を満足することを確認している。

ファン出口では周方向やスパン方向に分布を持つ圧力や温度を多点計測し、さらに他の計測手法も組み合わせて多面的に評価をおこない、計測精度を確保した。

試作したスモールスケールのスウェプトファンの形状外観を Fig. 6 に示す。またスモールスケールリグの試験設備を Fig. 7 に示す。

エンジン運転の代表的な離陸、上昇、巡航の三つの運転条件での、ラジアルファンとスウェプトファンの効率マップを Fig. 8 に示す。スウェプトファンに投入した空力技術により、ピーク効率は各運転条件でそれぞれ目標である 1.5% 以上向上し、広いエンジン運転条件にわたって効率の向上目標を達成できていることが確認された。また入口

比流量は 2% 向上しており、比流量も目標を達成している。リグではこの他にもエンジン運転に必要な多くの条件でファン試験をおこない、各条件における要件を満足していることも確認している。

これらの結果から、設計および解析の確からしさを実証できた。

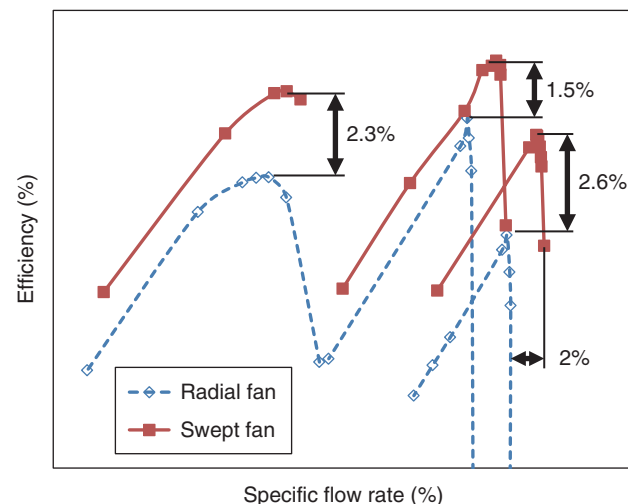


Fig. 8 Fan efficiency of small-scale rig



Fig. 6 Swept fan of small-scale rig

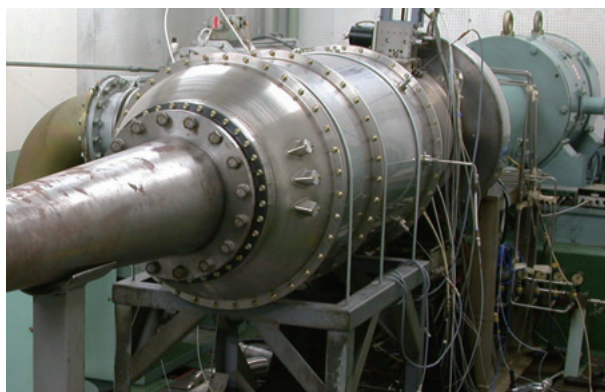


Fig. 7 Small-scale rig of fan

4. 遠心圧縮機の空力技術

4.1. 遠心圧縮機の設計方針

HF120 に先立って研究をおこなった高比流量型の遠心圧縮機は、Fig. 9 の概略図に示すように、HF118 に適用していた Honda の従来型遠心圧縮機⁽³⁾よりも外径を小さくして比流量を増加させた設計のため、動翼の空力負荷の大幅な増加が必要となる。しかし、翼の空力負荷の過大な増加は流れの剥離等による大きな圧力損失を引き起こし、効率の低下を生じさせてしまう。

そこで、大幅に増えた負荷を動翼の枚数を追加してしきい値以下に抑え、さらに動翼の流れ方向の空力負荷分布を、境界層の薄い動翼の前半部分で増やす翼形状として、圧力損失を低減させ、効率を向上させる設計方針を採用した。

動翼翼端での流れ方向空力負荷分布の概略図を Fig. 10 に示す。高比流量動翼の空力負荷を、流れ方向の 10% から 60% の動翼前半部で大きく増加させた設計としている。

4.2. 遠心圧縮機の性能予測

比流量の 6% 増加を目標として設計した遠心圧縮機に対して、数値流体解析ツールを用いて性能予測をおこなった。従来型遠心圧縮機と高比流量遠心圧縮機のスパン方向の効率分布を Fig. 11 に示す。高比流量遠心圧縮機は空力負荷が増えているにもかかわらず、翼翼端に近い 90% スパン

の効率は1.5%向上し、この他のスパンでも従来型遠心圧縮機と同等以上の効率となっている。

この効率分布をスパン方向に積分し、これまでの数値流体解析と試験の相関を用いると、遠心圧縮機の効率は0.5%向上となり、目標は達成可能と判断した。

4.3. 遠心圧縮機の性能実証

数値流体解析による性能予測が完了した遠心圧縮機は、ファンと同様に、加工時間および試験実証までの開発期間の短縮を図り、スモールスケールの試作品で空力性能試験をおこなった。

本遠心圧縮機に対してもファンと同様に、加工精度に注意して試作品を製作し、3次元計測器によって形状精度を確認している。また、リグ試験では、遠心圧縮機の上流および下流の流れの安定した位置で圧力や温度の計測をおこ

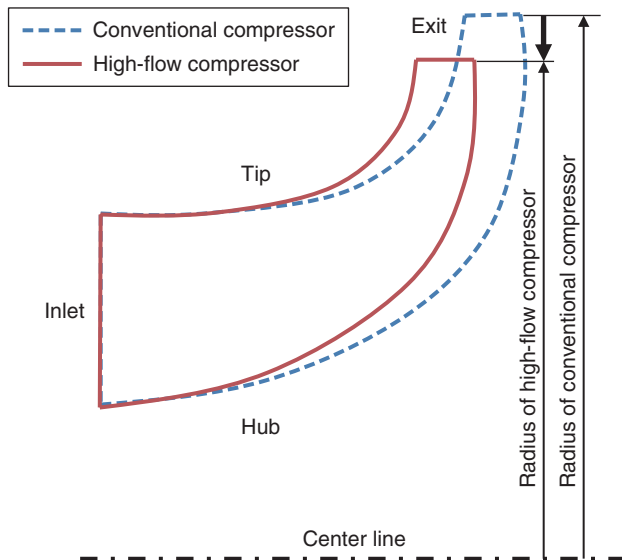


Fig. 9 General side-view of conventional and high-flow centrifugal impeller

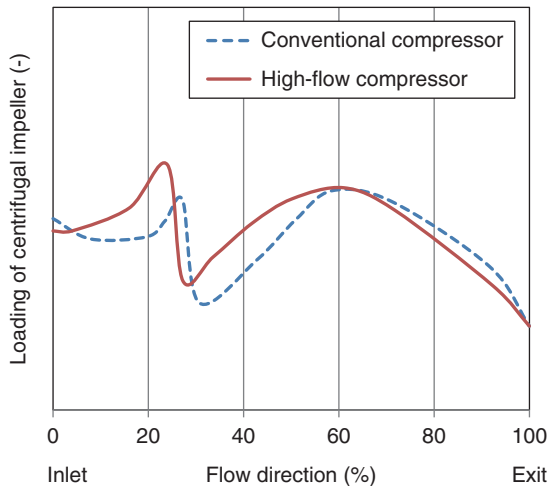


Fig. 10 Loading of centrifugal impeller

ない、精度を確保して試験結果の評価をおこなっている。

試作したスモールスケールの遠心圧縮機動翼の形状外観をFig. 12に示す。またスモールスケールリグの試験設備をFig. 13に示す。

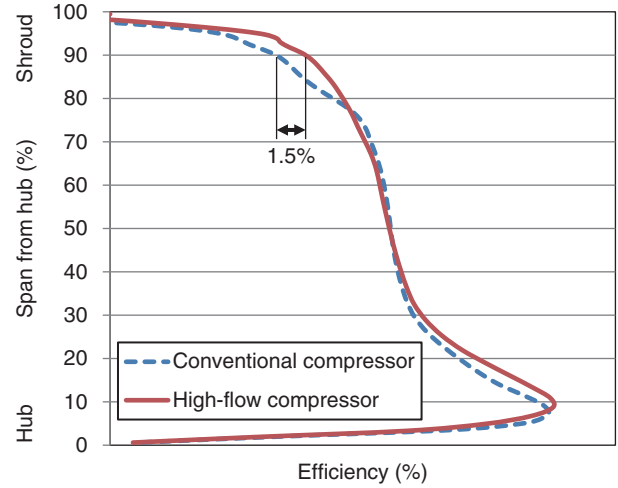


Fig. 11 Span-wise efficiency of centrifugal impeller exit



Fig. 12 High-flow centrifugal impeller of small-scale rig



Fig. 13 Small-scale rig of centrifugal compressor

リグ試験で得られた効率マップを Fig. 14 に示す。遠心圧縮機では、運転条件による効率の変化が小さいため、ここでは巡航の一条件のみ示した。ピーク効率は 0.8% 向上し、目標効率を達成している。また、従来型遠心圧縮機の圧力比に合わせて補正した、高比流量遠心圧縮機の出口比流量は 7% 増加し、目標比流量を達成している。リグではエンジン運転に必要な多くの条件で遠心圧縮機の試験をおこない、各条件における要件を満足していることも確認している。

これらの結果から、設計および解析の確からしさを実証できた。

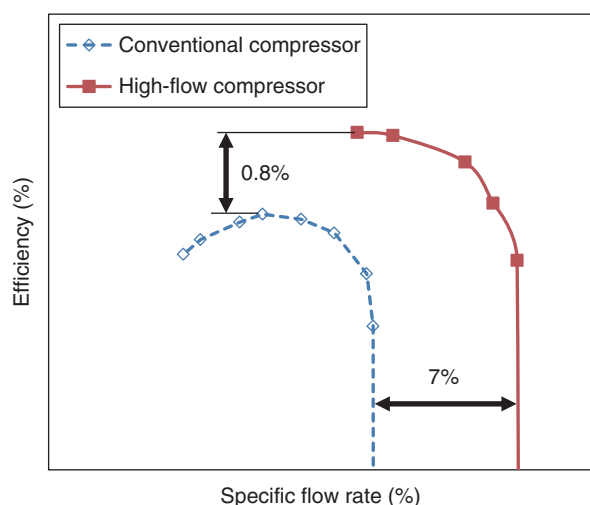


Fig. 14 Centrifugal compressor efficiency of small-scale rig

5. まとめ

HF120 の開発に先立って、高効率かつ高比流量のファンと遠心圧縮機を成立させるための空力技術の研究をおこなった。

ファンでは動翼前縁をスウェプト形状とし衝撃波を緩和させる設計を、遠心圧縮機では境界層の薄い翼前半部で空力負荷を増加させる設計を取り入れた。

数値流体解析による性能予測から、ファンでは衝撃波による圧力損失の低減とスパン全域の断面効率向上を、また遠心圧縮機では 90% スパン付近での断面効率向上を確認した。

その後のスモールスケールリグ試験において、ファンではエンジンの代表的な三つの運転条件で 1.5% 以上の効率向上と入口比流量の 2% の向上を、遠心圧縮機では巡航条件で効率 0.8% と出口比流量 7% の向上を確認し、先行研究の目標値を達成していることを実証した。

参考文献

- (1) 園田豊隆, 野田悦生: 小型ビジネスジェット用 HF118 ターボファンエンジンの開発, 日本ガスタービン学会誌, Vol.34, No.3, p.165-171(2006)
- (2) Arima, T., Sonoda, T., Shirotori, M., Tamura, A., Kikuchi, K.: A Numerical Investigation of Transonic Axial Compressor Rotor Flow Using a Low Reynolds Number $k-\epsilon$ Turbulence Model, Journal of Turbomachinery, Vol. 121, No. 1, p. 44-58(1999)
- (3) Oana, M., Kawamoto, O., Otani, H., Yamamoto, Y.: Approach to High-Performance Transonic Compressor Design, Journal of Propulsion and Power, Vol. 20, No. 1, p.164-170(2004)

■ 著 者 ■



田中 久人



小穴 峰保