

高性能圧縮機の研究開発

Research and Development of a High Performance Axial 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 主幹 博士（工学）
 パロ ギョーム 航空宇宙事業本部技術開発センター要素技術部
 杉原 晶雄 航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部 主査
 青塚 瑞穂 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）

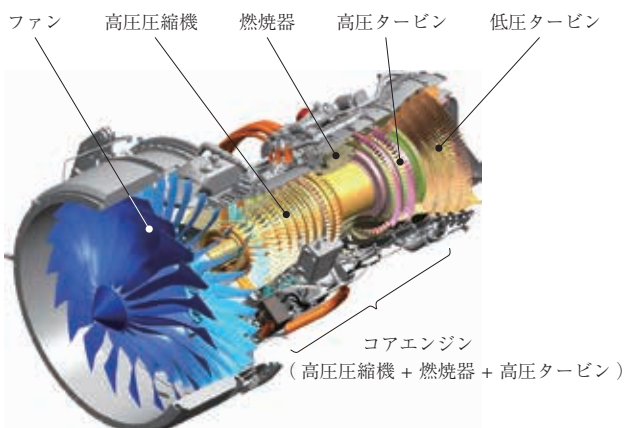
航空用ターボファンエンジンの低燃費化のため、その主要構成要素である高圧圧縮機には、高圧力比化と高効率化、さらにはエンジンの高バイパス比化と高全体圧力比化に伴うコア部の小型化への対応が求められる。これらの要請に応えるため開発してきた軸流型の高圧圧縮機の空力設計技術と、要素性能試験による実証結果について概説する。また、空力性能を設計意図どおり発揮させる、あるいはさらに向上させるために必要な構造設計・解析技術として、可変静翼の角度精度向上、翼先端隙間の低減、翼振動応答予測精度向上の研究成果を紹介する。

Higher efficiency and higher pressure ratios are required for compressors of aircraft turbo-fan engines in order to achieve fuel burn reduction. In addition, the high overall pressure ratio and high bypass ratio of an engine must be overcome as they result in a small core size. This paper summarizes the development of axial compressor aerodynamic design technologies that address these issues, including validation through rig testing. The development of some key structural design technologies to realize the original intent of an aerodynamic design is also described, including higher accuracy variable stator vane actuation, tip clearance reduction, and blade forced response prediction.

1. 緒 言

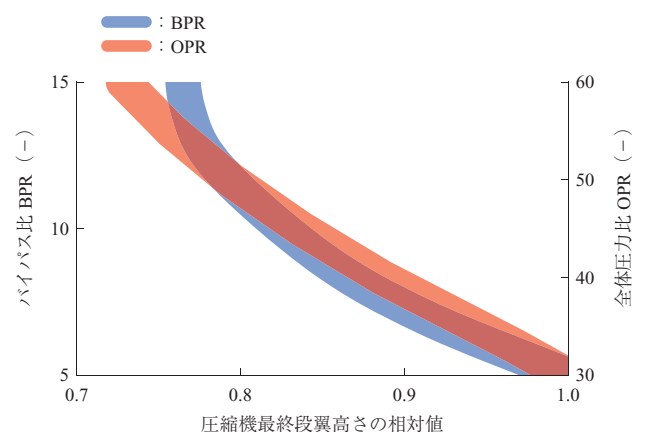
今日、二酸化炭素排出削減などの環境適合性の強化や、原油価格の高騰するなかでの燃料費削減の要求から、旅客輸送の主要な推進機関である航空用ターボファンエンジン（第1図）には、燃費（Fuel burn）の低減が求められる。燃費の低減には、重量の低減とともに、燃料消費率（Specific Fuel Consumption：SFC）の低減が必要になる。重量の低減には、軸長短縮など空力設計による貢献のほ

かに、複合材などの軽量材料の適用が主要な対策となる。一方、SFCの低減には、①バイパス比（Bypass ratio：BPR）②全体圧力比（Overall Pressure Ratio：OPR）③各要素効率の向上、が必要である。第2図に、エンジンBPRならびにOPRを変化させた際の高圧圧縮機最終段翼高さの変化量を示す（BPR=5, OPR=30を基準）。SFC低減のため、たとえばBPR=10, OPR=50まで上げると、最終段翼高さは基準の64%（ $=0.8 \times 0.8$ ）程度まで縮む（小型コア化する）。



第1図 航空用ターボファンエンジン（環境適応型小型航空機用エンジン“エコエンジン”の外観）

Fig.1 Turbofan engine (Cutaway model of ECO-engine)



第2図 エンジン BPR, OPR と圧縮機翼高さ

Fig.2 Compressor blade height variation with BPR and OPR

以上のように、エンジンの低燃費化から展開される高圧圧縮機への高圧力比化・高効率化・小型コア化の要求に応えるため、航空宇宙事業本部では軸流型の高圧圧縮機の設計技術の開発を進めてきた。本稿では、まず開発してきた空力設計技術の概要を 9 段圧縮機の要素試験結果も含め述べる。次に、空力性能の実現と向上を支える構造設計・解析技術の研究開発について紹介する。

2. 空力設計技術

エンジン BPR, OPR 向上に応える高圧力比化・高効率化・小型コア化（小型軸流圧縮機）の空力設計技術に取り組んだ。第 3 図に、圧縮機効率と仕事係数に対する技術動向を示す⁽¹⁾。ここで仕事係数は、圧縮機的全エンタルピー上昇（ $= C_p \times \Delta T$, C_p : 定圧比熱, ΔT : 圧縮機全温上昇）を段数 Z と圧縮機入口, 出口の平均径周速 U_m の二乗との積で除したもので、空力的な負荷の度合を表す。負荷の増大（段数の削減）は効率低下を招く。不必要に負荷を下げて部品点数の増加によるコスト増大で競争力を失う。低燃費化の要求を受け、近年は中程度の負荷を選択する傾向にある。本研究では、圧力比 22 を 9 段で発生させる中程度の負荷で、世界トップレベルの効率を狙う設定にした。

小型コア化に伴い、圧縮機後段の翼高さは小さくなり、翼先端隙間が相対的に拡大する。隙間の拡大に対して性能の低下・作動範囲の狭小化を防ぐ空力設計技術の開発が重要になる。一次元の設計検討では、隙間の拡大による性能悪化を防ぐため、後段での仕事（全エンタルピー上昇）を抑えた。その分、前段～中間段の仕事（全エンタ

ルピー上昇）を増やすが、空力負荷の増加を抑えるためこれらの段の通路径を増して周速を稼ぐ形態とした。以上の結果から、必要な性能・作動範囲を達成できる見通しを得た。

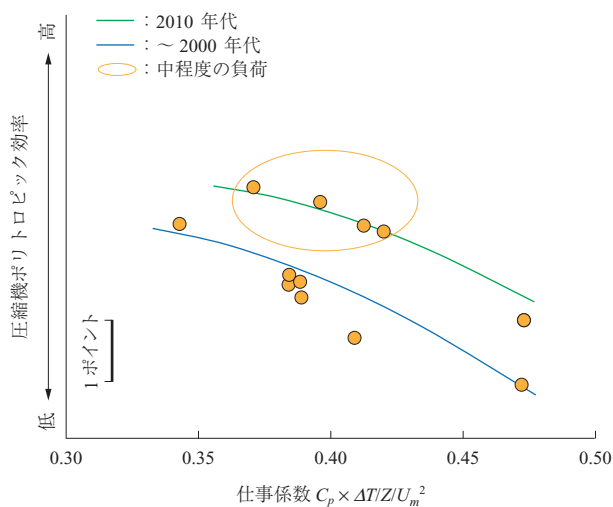
圧縮機後段動翼は、より急しゅんなポンピング（流量の低下に対し、より急しゅんな圧力比の上昇）をもつことが特に低回転でのストール（失速）余裕の確保に有効である⁽²⁾。本研究では、通常の動翼に比べて、より急しゅんなポンピング特性をもち、翼先端隙間拡大時の性能低下の少ないディフューザパッセージ（Diffuser Passage: DP）動翼^{(2),(3)}を後ろ 2 段に適用した。通常の動翼では、翼に反り角を付けて相対流れを曲げることで仕事を行う。反り角に応じた翼正圧・負圧面間の局所的な静圧差によって、翼先端漏れ流れが生じる。DP 動翼では、翼前縁から後縁に通路面積を広げて軸流速度を減速させることで仕事を行うため、反り角を減らし、翼先端漏れ流れを軽減できる。第 4 図に DP 動翼による翼先端漏れ流れの抑制を示す。

また、高効率化のため、各段にはスweepやバウ（翼を軸方向や周方向に湾曲させた形状）などの三次元設計を適用した⁽¹⁾。小型圧縮機では、動翼翼先端隙間以外にも、可変静翼（Variable Stator Vane: VSV）とケーシングとの間の隙間などの実形状の影響が大きくなるため、これらも考慮した数値流体解析（Computational Fluid Dynamics: CFD）を用いて設計を行った⁽²⁾。第 5 図に、9 段圧縮機の空気通路ならびに翼形状の要点を示す。

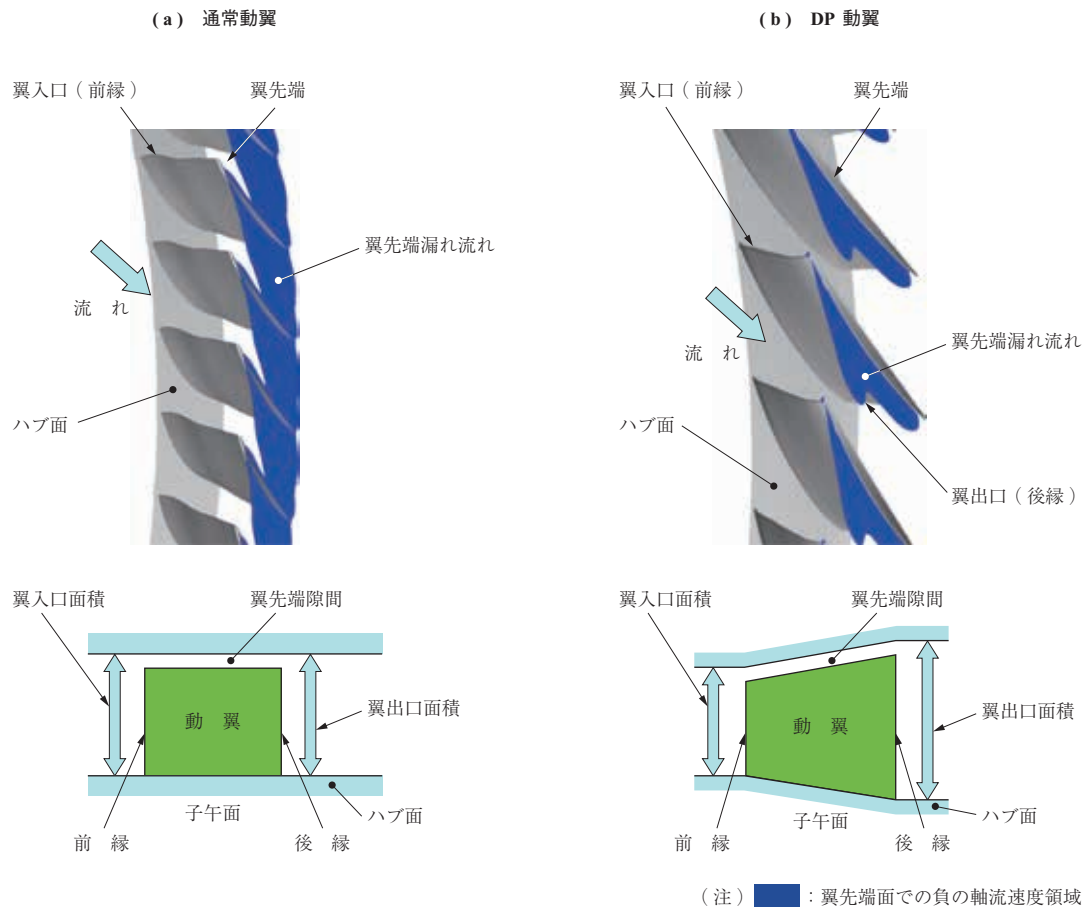
多段圧縮機では、各段の作動状態が前後段の流れ場と軸方向にも半径方向にも整合していることが重要である。第 6 図に示すように、本研究では動・静翼の相対運動を模擬した全 9 段の非定常 CFD 解析を実施し、各段が設計意図どおりの作動状態となっていることを確認し、試験に臨んだ。なお解析には、独立行政法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）が開発した圧縮性 Navier-Stokes ソルバーである UPACS（Unified Platform for Aerospace Computational Simulation）に JAXA と当社の共同研究で多段解析用に改修を加えたバージョンを用いた。

3. 要素性能試験

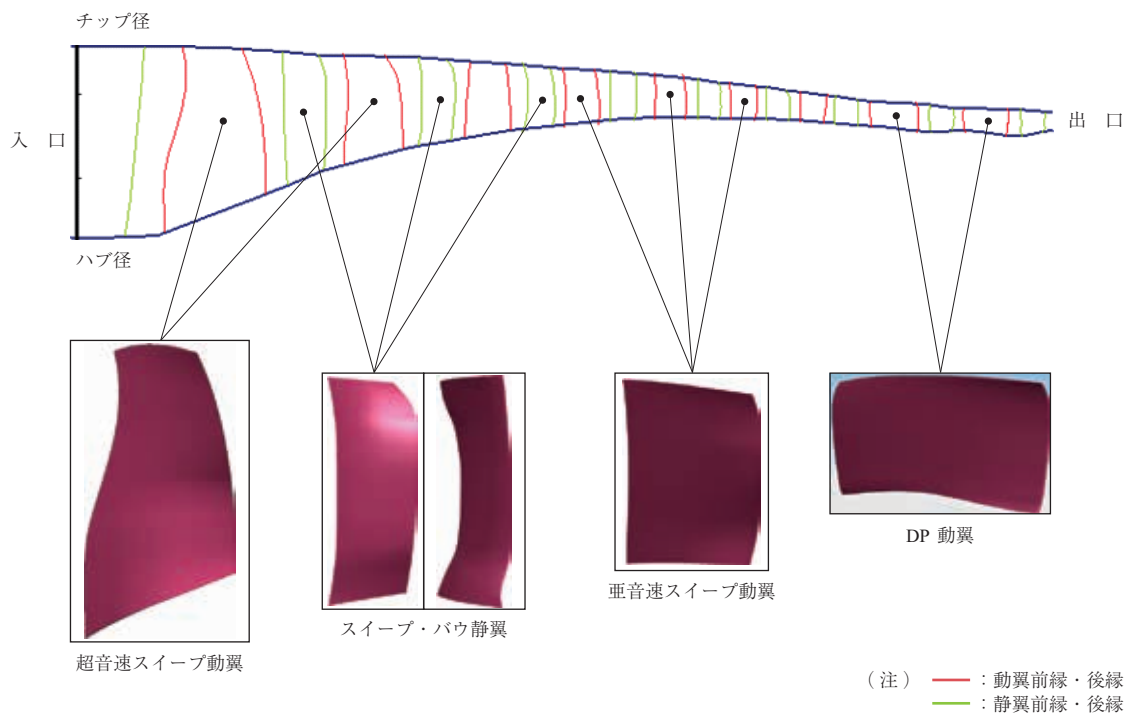
第 7 図に、製作した圧縮機のロータアセンブリを示す。上流（圧縮機入口側）から眺めたロータアセンブリ全体を第 7 図 - (a) に、下流（圧縮機出口側）から眺めた後段 DP 動翼の外観を - (b) に示す。前段側動翼に



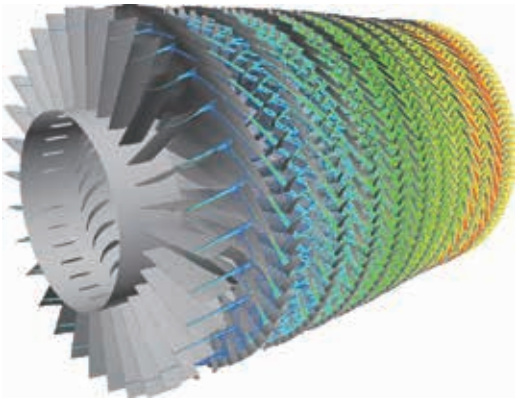
第 3 図 圧縮機効率と仕事係数に対する技術動向
Fig. 3 Compressor efficiency vs. work coefficient



第 4 図 DP 動翼による翼先端漏れ流れの抑制
 Fig. 4 Suppression of tip leakage flow by DP rotor



第 5 図 9 段圧縮機の空気通路ならびに翼形状
 Fig. 5 Aerodynamic flow path and relevant airfoil design features in a nine-stage small core compressor



(注) 90°スパンでのエントロピーをコンターで示す。

第6図 9段圧縮機の全段CFD解析結果
Fig. 6 All-stage CFD of nine-stage compressor

(a) 上流から眺めたロータアッセンブリ全体



(b) 下流から眺めた後段DP動翼

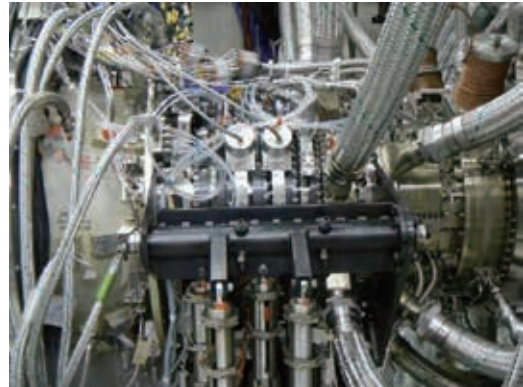


第7図 製作した圧縮機ロータアッセンブリ
Fig. 7 Rotor assembly of nine-stage compressor

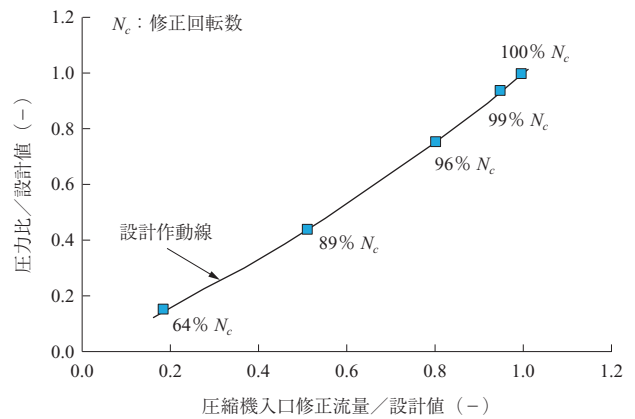
は前述したスweep翼が採用されており、後段2段には低アスペクト比(翼高さ/翼弦長比)のDP動翼が採用されている。また、全段において翼部とディスク部とが一体になったブリス্ক構造とし、軽量化を図っている。圧縮機試験設備に搭載された供試体の外観を第8図に示す。本設備には、①性能を把握するための圧力・温度計測ライン②可変静翼を駆動するためのVSV駆動機構③エン

ジンでの抽気を模擬するための中間段抽気用の配管、などが具備されている。

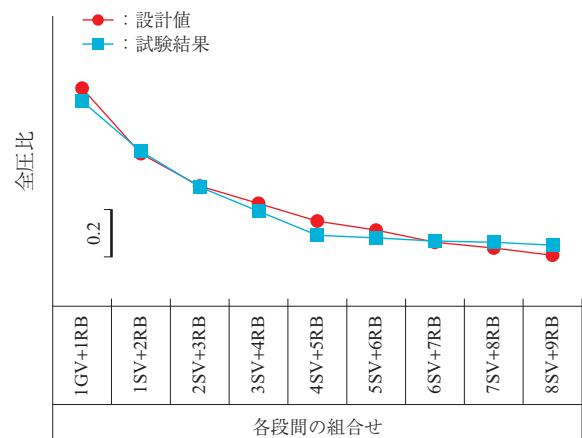
第9図に、圧縮機の全体性能試験結果を示す。設計回転数において、設計の意図通りの流量、圧力比が得られた。第10図に、各段圧力比の試験結果と設計値との比較



第8図 圧縮機試験設備に搭載された供試体
Fig. 8 Compressor rig installed on test facility



第9図 圧縮機の全体性能試験結果
Fig. 9 Overall performance test data of compressor rig



(注) ・1SV+2RB: 横軸で例えば、1段静翼入口から2段静翼入口を示す。
・1GV+1RB: 入口案内翼入口から1段静翼入口を示す。

第10図 各段圧力比の試験結果と設計値との比較
Fig. 10 Measured stage pressure ratio compared to design

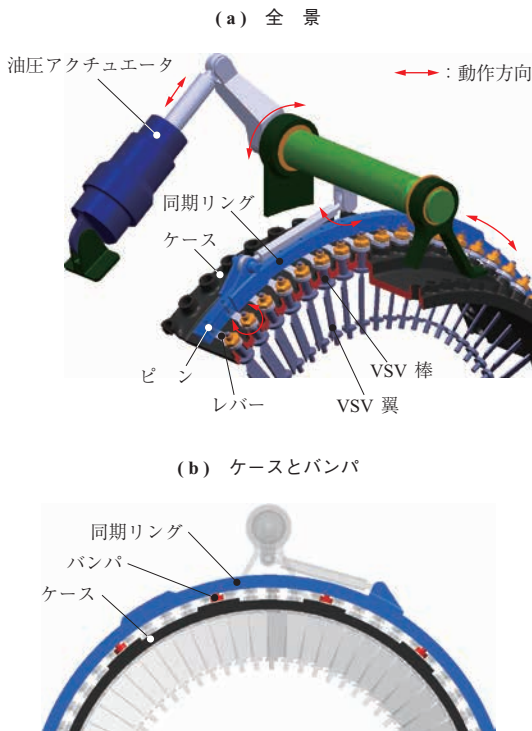
を示す。おおむね設計意図どおりに段方向の圧力比分布が得られており、各段の作動状態が良好に整合（マッチング）していることが分かる。なお、設計目標に近い効率も得られている。

4. 構造設計技術

圧縮機性能を向上させるための構造設計技術として、VSV の角度精度向上、翼先端隙間（チップクリアランス）低減の研究開発を紹介する。

4.1 VSV 駆動機構最適化による角度精度向上

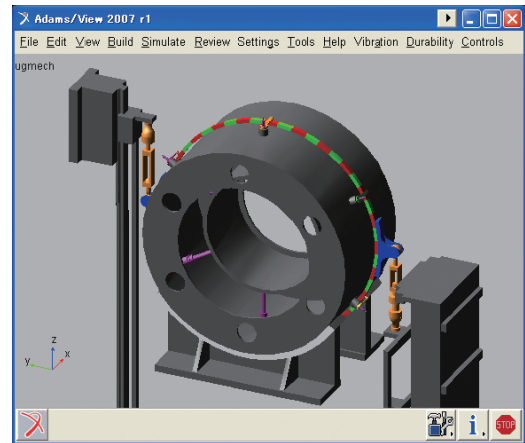
VSV 駆動機構は一般的に第 11 図に示すような部品で構成される。VSV 翼からは棒が伸びており、これをケースに開いた横穴に挿し込む。これによって翼が回転し、角度を変えることができる。各翼の棒にはレバーが組み付けられ、同期リングにピン止めされる。同期リングがケースの周方向に回転すると、それに合わせてレバーおよび VSV が一斉に向きを変える。同期リングは油圧アクチュエータへ接続されており、アクチュエータのストロークを制御することで所要の VSV 角度を得ている。また、同期リングは内径側にしゅう動材で作られたバンパを備え、ケースとバンパで同芯度を保ちながらケース周りに回転することができる。VSV 翼を周方向一様に意図した角度に静定させることが本機構に求められる機能である。



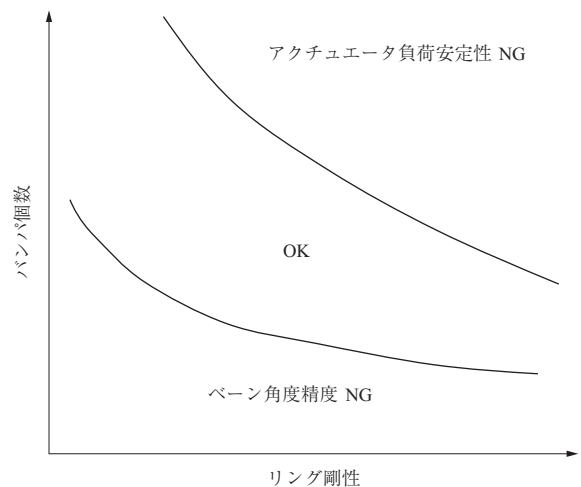
第 11 図 VSV 駆動機構の例
Fig. 11 Example of VSV actuation mechanism

VSV 角度誤差は主に同期リングの剛性およびバンパの配置・個数をチューニングすることで改善可能である。まず、チューニングに必要な角度予測手法を確立するため、機構解析（Multi Body Dynamics）手法を構築するとともに、VSV 試験装置を設計・製作し、検証を行った。第 12 図に、VSV 試験装置の解析モデルを示す。解析では部品の弾性変形とバンパ〜ケース間の隙間（がた）の影響を考慮している。手法の構築と検証は、当社の技術開発本部基盤技術研究所と共同実施した。

パラメタに、リング剛性、バンパ個数、および配置をとり、出力として角度誤差とアクチュエータ荷重を評価した。リング剛性を高め、バンパ個数を増やすほど角度誤差は小さくなるが、一方で公差やがたなどによる機構的な不釣り合いを吸収しにくくなり、アクチュエータ荷重の増加や不安定を招く。両者の成立する領域でパラメタを決定しなければならないことが分かった。結果の模式図を第 13 図に示す。



第 12 図 VSV 試験装置の解析モデル
Fig. 12 Analysis model of VSV actuation test stand



第 13 図 角度精度とアクチュエータ負荷の相関
Fig. 13 Relationship between angle accuracy and actuation load

なお、最近では三次元要素を使用した FEM (Finite Element Method) と連成させ、強度評価を同時に行うことも可能になった。以上の成果は、新機種開発に適用され成果を挙げている。

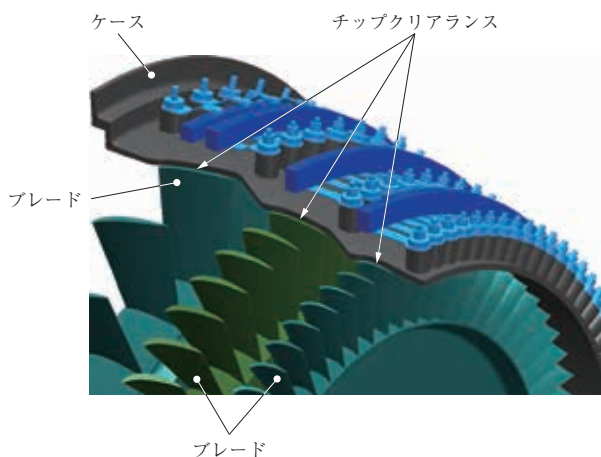
4.2 サーマルマッチによるチップクリアランス低減

(1) エンジン運用中のチップクリアランスの挙動

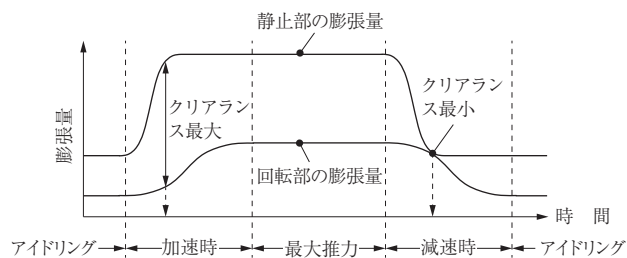
チップクリアランスとは、軸流圧縮機において回転部（ブレード）と静止部（ケース）の間に設けられた、回転を許すための小さな隙間である。第 14 図に軸流圧縮機におけるチップクリアランスを示す。

チップクリアランスは構造設計上は大きい方が望ましい。遠心力による回転体の膨張、および圧縮空気からの加熱による熱膨張などで運転中に変化するため、その隙間が少なすぎると回転部と静止部が激しくこすれあい、部品の損傷をもたらすからである。一方、性能上は極力小さくすることが望ましい。この隙間を通して動翼の正圧面から負圧面へ圧縮空気の漏れ（翼先端漏れ渦）が生じ、圧縮機の性能を低下させるからである。

チップクリアランスは、このようなトレードオフの関係にあるため、その変化を予測し、構造設計の工夫もこらしながら、必要最小限に設定することが重要である。航空エンジンは起動から停止までさまざまな推力設定で使用され、また、地上から低温の高空まで環境も大きく変化するため、この予測は高度で複雑になる。ここでは簡単であるため、推力をアイドル状態から最大推力まで加速・減速させた場合を例にとる。第 15 図に、単純運動でのチップクリアランス変化を示す。図は静止部および回転部の膨



第 14 図 軸流圧縮機におけるチップクリアランス
Fig. 14 Tip clearance in axial flow compressor



第 15 図 単純運転でのチップクリアランス変化
Fig. 15 Tip clearance during simple mission

張量、およびチップクリアランス変化を示す。膨張量に影響を及ぼす因子は幾つかあるが、圧縮機静止部は熱膨張、回転部は遠心力および熱膨張が支配的である。

加速時の特徴としてクリアランスが拡大する傾向がある。これは、静止部（ケース）の熱容量が回転部（ブレードおよびディスク）の熱容量より小さく、温度変化の応答が速いためである。一方、減速時の特徴としてクリアランスが急激に狭くなる傾向があり、部品損傷の危険がでてくる。

(2) サーマルマッチによるクリアランス最適化

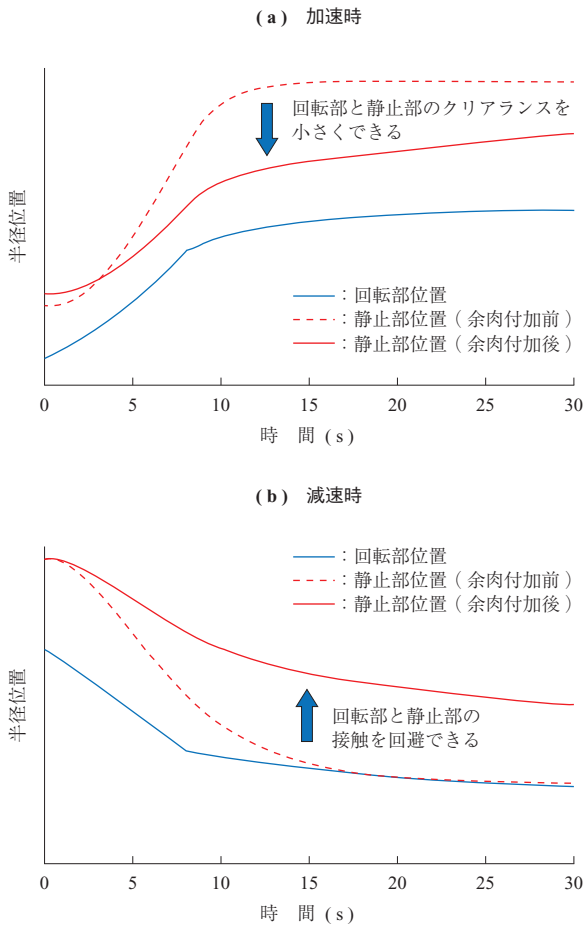
部品の温度応答を調整することで、運転過渡時のチップクリアランスの増大、減少を和らげることがサーマルマッチという。圧縮機では、静止部（ケース）に余肉を付加し、熱応答が鈍くなるように調整するのが主流である。

第 16 図に、サーマルマッチングの実施例を示す。ケースの熱応答が鈍くなることで、加速時は急激なクリアランス拡大が防がれ、性能上有利となる。一方、減速時は急激なクリアランス縮小が防がれ、構造上有利となる。実際は、重量増加と性能向上のバランスに配慮しつつ、運用ミッションを通して最適な設定となるようにクリアランス設定値および余肉付加量を調整している。

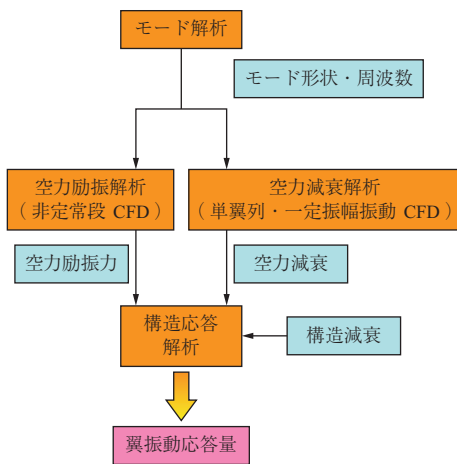
5. 翼振動応答予測技術

圧縮機の開発では、有害な翼振動を早期に検知し、対策を講じる必要がある。近年の薄肉の三次元翼では、すべてのモードで共振を回避することは難しい。早期に翼振動応答量を正確に予測できれば、開発の後戻りを防ぐことができる。本研究では、三次元非定常 CFD を利用した翼振動応答システムの開発および検証に取り組んでいる。

本システムの概略を第 17 図に示す。空力励振力は、上流翼ウェークや隣接翼のポテンシャル干渉によって生じ



第 16 図 余肉付加によるクリアランス改善
Fig. 16 Effect of heat mass on tip clearance



第 17 図 翼振動応答予測システム
Fig. 17 Forced response prediction system

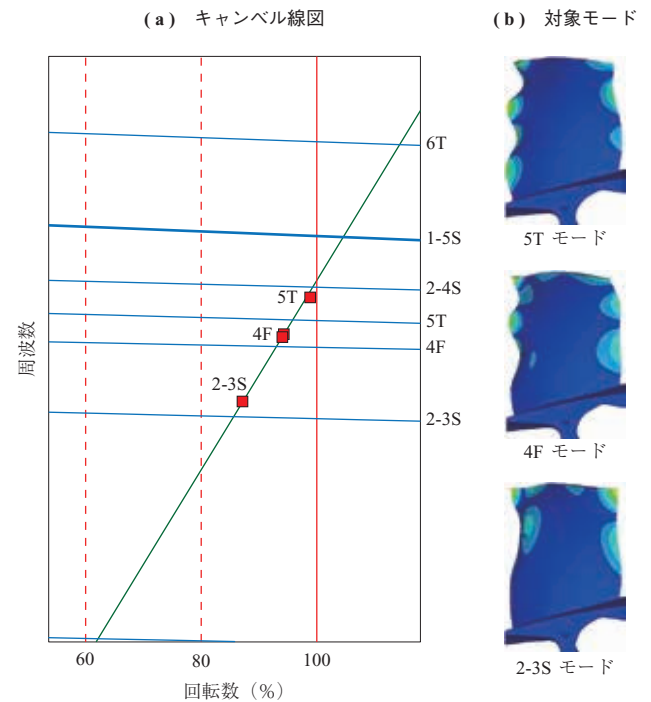
るため、評価対象および励振源となる翼列を含む非定常段 CFD を行う。一方、空力減衰力は、翼自身の振動に伴い生じる空気力が減衰として働くことで生じるため、評価対象の翼列のみを、評価対象のモード形状で振動させて CFD を行う。この解析には、前述の UPACS に JAXA と当社の共同研究で翼振動を模擬できるように改修したバー

ジョンを用いている。このようにして得られた空力励振力と空力減衰、および試験データベースなどから求めた構造減衰の情報を用いて、構造応答解析によって翼振動応答量を予測する。

文献 (3) における 6 段圧縮機での入口案内翼 (IGV) ウェークによる 1 段動翼の振動応答を対象に精度を検証した⁽⁴⁾。プリスク形態のため、構造減衰は十分小さいと考え 0 と置いた。第 18 図に、1 段動翼のキャンベル線図と対象モードを示す。IGV ウェークによって 2-3S、4F、5T という高次モードが励振された。なお、ここで、S は翼弦方向の曲げ (曲げの節がストライプ状であることから頭文字の S で表す)、F はスパン方向の曲げ、T はねじりを表し、おのおのの文字の前の数字は次数である (2-3S は、翼弦方向に 3 次の曲げ、スパン方向に 2 次の曲げを意味する)。

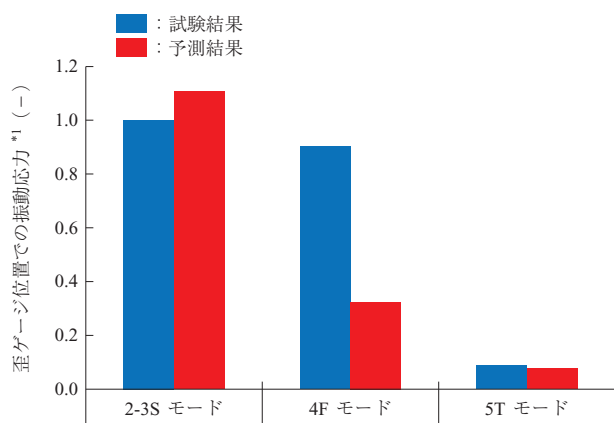
翼振動応答予測結果と試験結果との比較を第 19 図に示す。2-3S と 5T では、予測値は試験結果と良く一致している。一方、4F では、試験結果とのずれがやや大きい。

非定常 CFD を用いた翼振動応答予測システムの検証において、ある程度の妥当性が確認された。一方、モード形状によっては試験結果とのかい離が生じることも明らかになった。今後、さらに検証を積み上げ、試験とのかい離の原因を明らかにし、精度向上を図っていく。



(注) 1. 回転数：設計回転数に対する百分率
2. 励振源：入口案内翼 (IGV)

第 18 図 1 段動翼キャンベル線図と対象モード
Fig. 18 Campbell diagram and mode shapes



(注) *1: 2-3S モードの試験結果によって無次元化した量で示す。

第 19 図 翼振動応答予測結果と試験結果との比較
Fig. 19 Predicted vibratory stress compared to test

6. 結 言

航空エンジン用の高性能圧縮機の研究開発への取り組みについて概説した。高圧力比化、高効率化、小型コア化の要求を達成するため、種々の空力設計技術を向上させることはもとより、構造設計技術や予測技術についても同様に向上させる必要のあることを述べた。今後も、性能、構造、さらには本稿では触れなかった製造も連携し、圧縮機モジュールとしての競争力を維持・向上させる。

— 謝 辞 —

本研究は、経済産業省の航空機・宇宙産業イノベーションプログラム/エネルギーイノベーションプログラムによる「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) からの助成を受けて実施したものであり、関係者のご厚誼に深く感謝いたします。

本研究で用いた UPACS のバージョンの使用を許可いただいた独立行政法人宇宙航空研究開発機構 (JAXA)、航空本部推進システム研究グループに感謝の意を表します。

参 考 文 献

- (1) 加藤 大: 航空機エンジンの軸流圧縮機 日本ガスタービン学会誌 Vol. 41 No. 2 2013 年 3 月 pp. 158 - 163
- (2) D. Kato, G. Pallot, D. Sato, M. Yamagami and H. Kodama: Development of a Highly Loaded Axial Flow Compressor for Small Core Size Aircraft Engines International Gas Turbine Congress 2011 IGTC2011-0136 (2011. 11) pp. 1 - 7
- (3) 加藤 大, 後藤信也, 加藤崇也, 若林 元, 落合宏行: シンプル・高性能化技術 (圧縮機) IHI 技報 第 47 卷 第 3 号 2007 年 9 月 pp. 102 - 108
- (4) M. Aotsuka, D. Kato and T. Murooka: Numerical Analysis of Forced Response of High Pressure Compressor Cascade The 13th International Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines ISUAAAT13-S2-3 (2012. 9) pp. 1 - 5