

# 低圧力比ファンの空力・エアロメカ・騒音に関する技術開発

## Development of Technologies for Aerodynamics, Aero-Mechanics and Noise of Low Pressure Ratio Fan

林 亮 輔 航空・宇宙・防衛事業領域技術開発センター要素技術部 主査 博士（工学）  
立 石 敦 航空・宇宙・防衛事業領域技術開発センター要素技術部 主査 博士（工学）  
楠 田 真 也 航空・宇宙・防衛事業領域技術開発センター要素技術部 主幹 博士（工学）

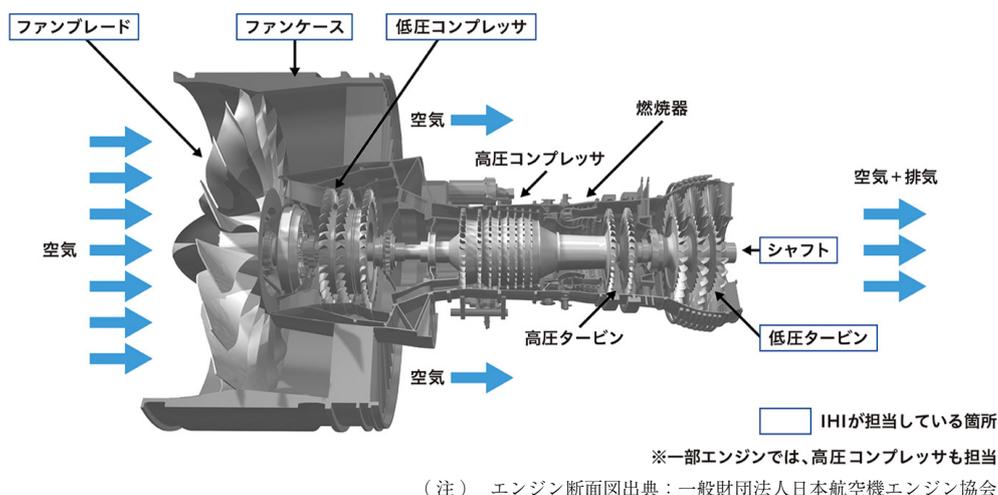
航空機エンジンの燃費改善と騒音低減が求められる中、高バイパス比化・低圧力比化が進む民間エンジンのファンにおける設計課題に対応するためには、空力・エアロメカ・騒音に関する技術開発が不可欠である。本稿では、IHI で取り組んでいるこれら技術開発について述べる。空力では、ファン翼面の層流領域を実証するための試験や、層流領域拡大技術の構築に向けた取組みを紹介する。エアロメカでは、フラッタや NSV ( Non-Synchronous Vibration ) について試験と CFD ( Computational Fluid Dynamics ) の結果を基に分析し、翼振動の発生メカニズムを解説する。騒音では、動翼とパイロンなどの周囲構造物による干渉がディストーションを通じて騒音増大を助長するメカニズムを明らかにする。

As the demand for fuel efficiency improvement and noise reduction in aircraft engines increases, addressing the design challenges of high bypass ratio and low pressure ratio civil engine fans require the development of technologies for aerodynamics, aero-mechanics and noise. This paper discusses the technological developments being undertaken at IHI to address these challenges. In aerodynamics, this paper introduces efforts to validate laminar flow areas on fan blade surfaces through test and to develop techniques for expanding the laminar flow area. In aero-mechanics, flutter and NSV (non-synchronous vibration) are analyzed based on both test and CFD (computational fluid dynamics) results to explain the mechanisms of blade vibration. In terms of noise, the mechanism by which interference between fan blades and surrounding structures, such as the pylon, causes noise increase through distortion is clarified.

### 1. 緒 言

気候変動への対策が世界的に進められている昨今、航空機エンジンはその環境負荷の低減が急務である。この課題に対応するため、エンジンはさらなる燃費改善と騒音低減が求められる。第 1 図に民間エンジン ( PW1100G-JM )

の構成要素を示す。燃費改善のために、ファンはより多くの空気を吸い込む必要があり、ファン径は大きくなる。ファン径が大きくなると、ファンは低速で回転するようになり、ファンの圧力比は低くなる。このように、民間エンジンのファンは高バイパス比化 ( エンジン内部を流れる空気量よりエンジン外側を流れる空気量が大幅に多くな



第 1 図 PW1100G-JM エンジン<sup>(1)</sup>  
Fig. 1 PW1100G-JM engine<sup>(1)</sup>

る)・低圧力比化が進んでいる。

本稿では、低圧力比ファンの設計において鍵となる空力、エアロメカ(空気力学・構造力学の統合や流体関連連振動)、騒音に関する技術について紹介する。

## 2. 空 力

### 2.1 低圧力比ファンの損失

低圧力比ファンにおける損失の要因は、衝撃波による損失、翼端流れによる損失、翼面摩擦による損失、二次流れによる損失である。第2図に低圧力比ファンの損失の内訳を示す。損失の中でも翼面摩擦による損失は、損失全体の半分以上を占めるため、本稿では翼面摩擦による損失の改善に焦点を当てる。

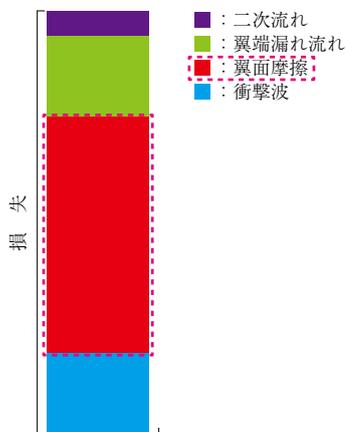
翼面境界層の翼面摩擦損失については、亜音速の翼列試験による詳細な研究がなされている。例えば、前縁の翼面粗さが翼面境界層遷移および翼面境界層による圧力損失に与える影響<sup>(2)</sup>や前縁形状が翼面境界層遷移に与える影響<sup>(3)</sup>などが研究されている。一方で民間エンジンのファンは、一般的に翼弦長が長く、レイノルズ数が高いため、翼面上で層流境界層が想定されていなかったこと、また相対流入マッハ数が1を超える超音速であり、翼列試験などによる詳細計測が難しいこともあり、翼面境界層に関する研究が十分に進んでいない。

### 2.2 ファンの層流境界層の実証試験

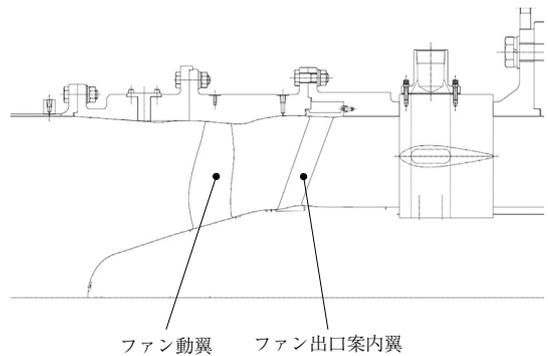
本節では、層流効果によるファン単翼の効率向上を実証することを目的とした回転リグ試験<sup>(4)</sup>について紹介する。具体的には、ファン前縁付近に乱流促進体を施工する前後の効率差を計測し、その効率差を層流効果とする。

#### 2.2.1 空力設計

第3図に本研究で設計した供試体の子午面図を示す。



第2図 低圧力比ファンの損失  
Fig. 2 Loss of low pressure ratio fan



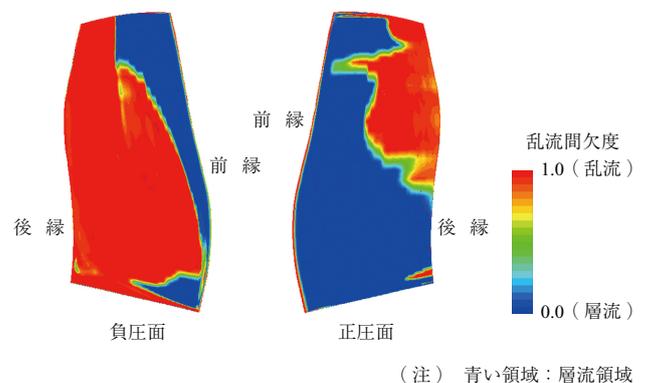
第3図 供試体の子午面図  
Fig. 3 Meridional view of test rig

本供試体は、高バイパス比ファンのバイパス部のみを模擬しており、20枚のファンと48枚のファン出口案内翼(Fan Exit Guide Vane: FEGV)から構成される。

先行研究<sup>(4)</sup>において、翼前縁形状(円弧/楕円弧)が乱流遷移に及ぼす影響が調査されている。翼前縁が円弧の翼は流入角が増加したときに流れの急加減速(スパイク)が生じ、乱流遷移が発生しやすい。一方、翼前縁形状が楕円弧である翼は流入角が増加してもスパイクが生じにくい。そのため、翼面の境界層が層流のまま維持されやすいことが示されている。このような知見から、本研究で設計したファンの前縁形状には楕円形状を採用した。第4図に空力設計点の $\gamma$ - $Re_\theta$ 遷移モデル<sup>(5)</sup>解析結果より得られた乱流間欠度 $\gamma$ のコンターを示す。図中の青い領域( $\gamma=0$ )が層流、赤い領域( $\gamma=1$ )が乱流を表す。したがって、CFD(数値流体力学)結果からは本研究で設計したファンが翼面に層流領域を有することが確認された。

#### 2.2.2 試験とその結果

試験は、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構(JAXA)調布航空宇宙センターの2.2 MW系回転要素試験設備にて行った。流量計測については、出口配管に設置



第4図 乱流間欠度コンター  
Fig. 4 Turbulent intermittency contour

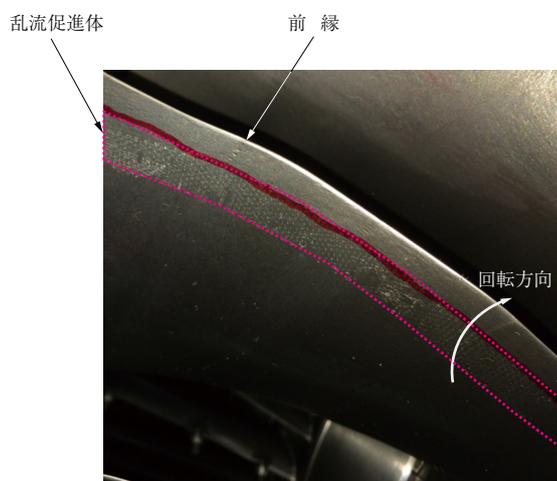
したオリフィス流量計を用いる。ファン入口においては、全圧を貯気室内の全圧計、全温を貯気室内の測温抵抗体により求める。また、ファン出口においては、圧力・温度ともに FEGV 前縁に設置した全圧・全温計により計測した値を採用する。

本試験では層流効果を把握するため、翼面に乱流促進体を施工する場合（乱流）としない場合（層流）の性能を取得した。第 5 図に使用した乱流促進体を示す。施工箇所（図中の点線で囲われた領域）は、翼の正圧面・負圧面の双方における前縁から 5%コード位置であり、全 20 枚の翼である。乱流促進体の施工により翼面にステップができるため、圧損が生じることが懸念される。この圧損が十分に小さく、層流/乱流の性能差の計測においては無視できる程度ということを確認している。

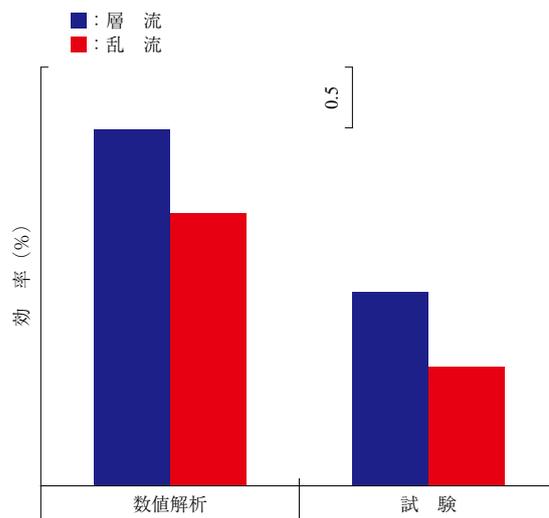
第 6 図は、設計点近傍の層流効果による断熱効率の差である。CFD については、層流が  $\gamma$ - $Re_\theta$  遷移モデル解析、乱流が SST ( Shear Stress Transport ) モデル<sup>(6)</sup> 解析の結果である。第 6 図から、CFD では乱流モデルの差、試験では乱流促進体の有無により、CFD と試験ともに効率差があることが分かる。すなわち、本研究で設計したファンは層流領域を有すること、層流効果により断熱効率が上昇することが実証された。また、試験と CFD の層流効果による効率差がおおよそ一致している。

### 2.3 層流領域拡大技術

本章の最後に、さらなるファン効率向上のために重要な技術の一つである層流領域拡大について紹介する。一般的に、低圧力比ファンのチップ側では流入マッハ数が 1 を超え、強い衝撃波が発生することにより、乱流遷移が発生



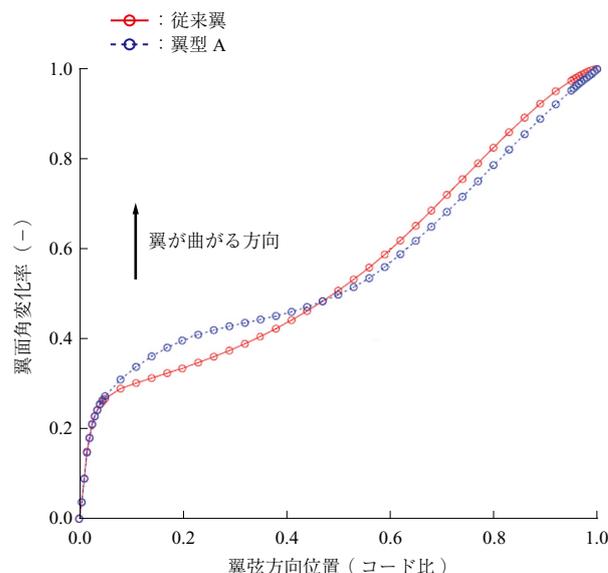
第 5 図 ファン前縁に施工された乱流促進体  
Fig. 5 Turbulent device applied to fan leading edge



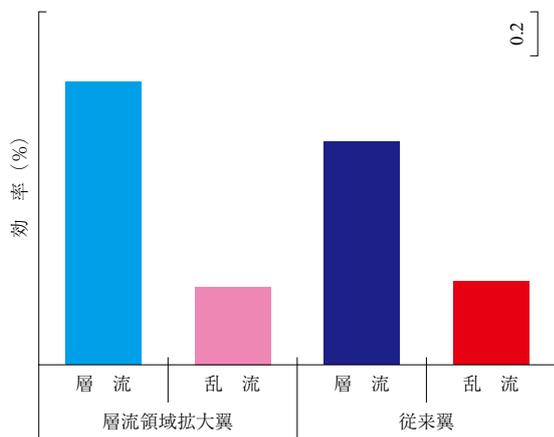
第 6 図 効率の層流効果  
Fig. 6 Laminar benefit for efficiency

する。一方、ミッドスパン付近ではショックが比較的に弱いので、翼面での減速を制御すれば、乱流遷移を遅らせることができる。ファンの場合、翼面の減速は、翼をどのコード方向位置でどれくらい曲げるか（キャンバー分布）で決まる。第 7 図に層流領域拡大を実現するための翼面背側のキャンバー分布のコンセプトを示す<sup>(7)</sup>。層流領域拡大翼では、減速させても乱流遷移しない 10%コード付近では翼を曲げ、その後流では減速が緩やかになるように翼の曲げを抑えている。

本コンセプトを適用した層流領域拡大ファンを設計し、回転リグ試験を実施した。第 8 図に試験で得られた層流領域拡大翼と従来翼の設計点効率を示す。棒グラフは左か



第 7 図 層流領域拡大翼のキャンバー分布  
Fig. 7 Camber distribution for enhanced laminar airfoil



第 8 図 層流領域拡大翼と従来翼の効率  
Fig. 8 Efficiency of enhanced laminar and conventional airfoil

ら順に、層流領域拡大翼・乱流促進体なし、層流領域拡大翼・乱流促進体あり、従来翼・乱流促進体なし、従来翼・乱流促進体ありである。層流領域拡大翼と従来翼を比較すると、乱流形態の効率は同等であり、層流形態の効率は層流領域拡大翼の方が高い。これより、層流領域を拡大したことにより、層流領域拡大翼の効率が向上したことが分かる。

今後、層流領域拡大技術の設計点以外への適用や、ファン出口案内翼などの他のコンポーネントへの適用を検討し、エンジン全体のさらなる燃費改善を達成することが課題である。

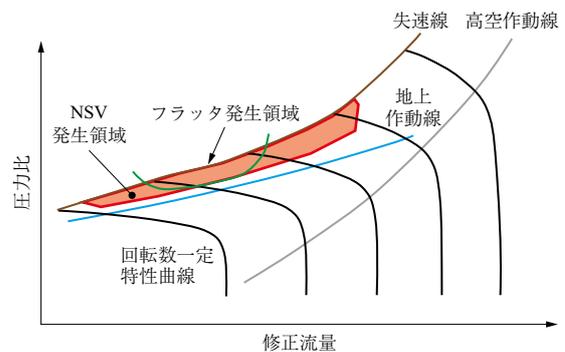
### 3. エアロメカ

低圧力比に伴う構造的・空力的な設計条件の変化により、従来経験されてこなかったタイプの翼振動が顕在化する可能性もあるため、試験やシミュレーションによる現象理解と予測手法の確立が開発を成功させるための鍵となる。本章では、社内試験で経験された翼振動を例に、CFD による予測を試みた事例を紹介する。

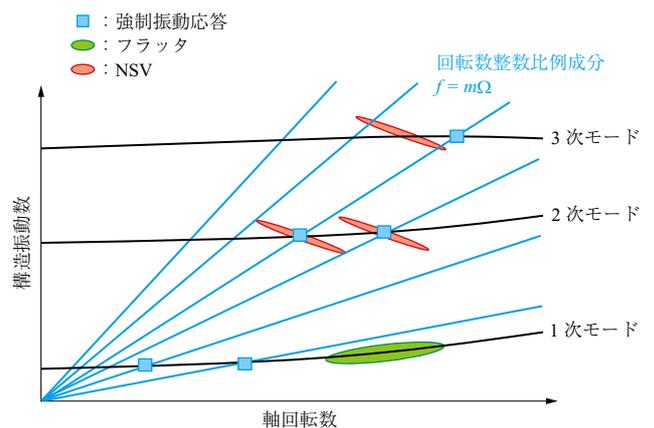
#### 3.1 低圧力比ファンにおける翼振動現象

第 9 図に航空機エンジンファンで経験される翼振動現象を模式図にしてまとめる。第 9 図 - (a) は流量・圧力比で示すファン特性マップであり、高空・地上の各作動線（それぞれ灰色、青色）と、回転数一定の特性曲線 5 本（黒色）が示されている。各回転数で流量を低下させるとファンは空力的失速（茶色）を経験する。

地上作動においては、高空作動よりも出口静圧が入口全圧に対して高く、失速に近い条件で作動することになる。失速発生よりも高流量の条件では、高速な流れのもと翼振



(a) ファン特性マップ上の翼振動発生点（イメージ）



(b) 翼振動の分類

第 9 図 低圧力比ファンに生じる翼振動の分類  
Fig. 9 Classification of blade vibration in low pressure ratio fan

動が気流と相互作用して生じる自励振動であるフラッタや、剥離流や音響の関連した翼振動である NSV (Non-Synchronous Vibration) が発生することがある（発生点・領域を緑、赤で表示）。これら翼振動の発生領域が作動線から十分離れているように設計し、その結果を確認する必要がある。

第 9 図 - (b) に、ファン動翼の回転数に対して、翼振動モードの振動数と、回転数の整数倍に比例する励振源の振動数を合わせて示した図（Campbell 線図）を示す。フラッタは励振源がなくても低い次数の振動モードで生じやすい。一方、強制振動応答は翼振動モードと流れの非一様性に起因する励振力の振動数が一致する共振点で顕在化する。これら二つの事象の他、NSV は共振点か否かによらず発生することがあり、特性マップ上の発生傾向や振動数、振動モードの傾向からフラッタ・強制振動応答との違いを総合的に判断して分類する。

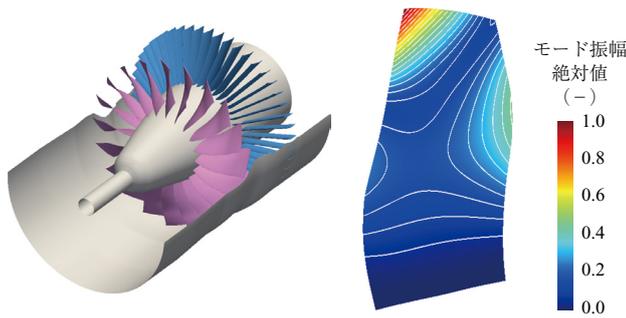
#### 3.2 試験で観察された翼振動

IHI が実施したファン試験においては、発生をあらかじめ想定していた翼 1 次曲げモード (1F) のフラッタに加

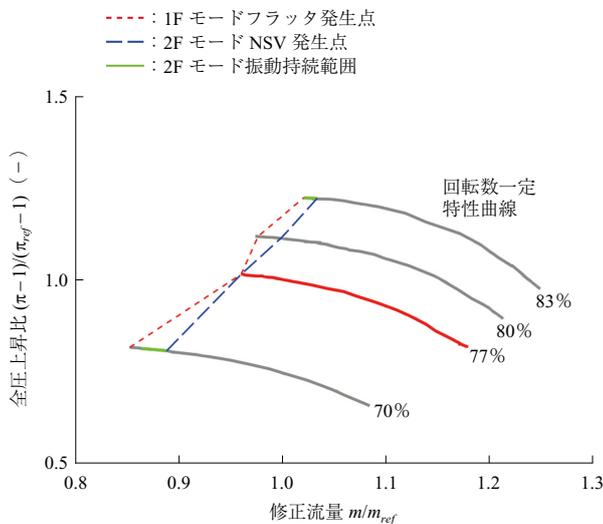
えて、翼 2 次曲げモード (2F) の NSV が発生した。第 10 図に試験対象の低圧力比ファンと 2F モードの形状を示す。構造解析により取得された 2F モードの振動振幅分布では、翼端の前縁側に最大振幅が生じることが分かる。試験では、回転数や流量を変化させて特性マップを取得した。

第 11 図に取得されたファン特性マップを示す。図中赤破線は各回転数における 1F モードフラッタの発生点を、青破線は 2F モード NSV の発生点を示す。1F フラッタ発生時は、発生後急速に試験で許容する振動振幅上限に達するため、発生点以下の流量では運転できない。一方で、2F NSV については、翼振幅が急激に増幅する場合もあるが、試験継続可能な振幅にとどまれば発生点以下の流量で運転できる場合もある。また、77% 回転数では、2F NSV 発生後直ちに 1F フラッタも発生するといった複雑な様相を呈している。

これまでファンに生じるフラッタは 1F モードで生じるとされてきたが、この例のように 2F モードの NSV が



第 10 図 供試ファン外観と 2 次曲げ振動モード  
Fig. 10 Overview of rig fan and 2F mode shape



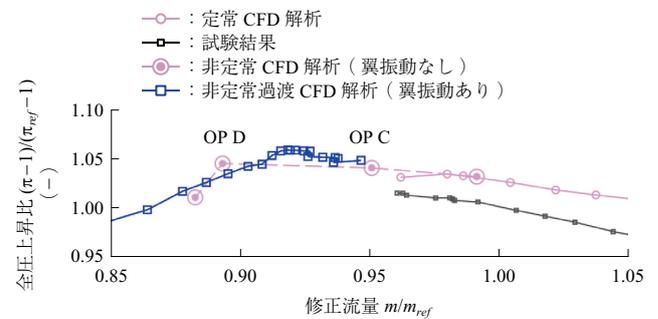
第 11 図 PQ マップ上の翼振動発生領域  
Fig. 11 Blade vibration occurrence region on the PQ map

1F フラッタに先立ち生じることもある。したがって、1F モードフラッタと同様に 2F モード NSV も予測・回避が重要と考えられ、現象把握と予測の試みを進めている。

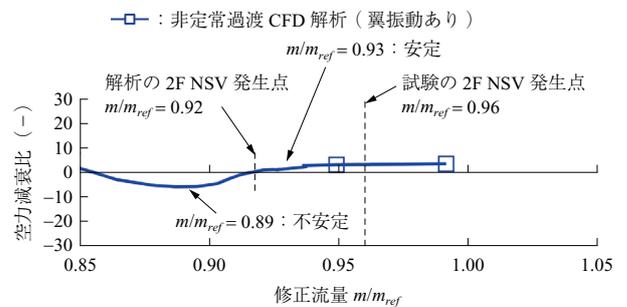
### 3.3 2F モード NSV の現象把握・予測の試み

供試ファンの 77% 回転数に着目した現象把握と予測の試み<sup>(8)</sup>を紹介する。2F モード NSV は等回転数特性曲線の低流量側作動点 (規格化した流量で 0.96) で生じたため、周辺の作動点において試験で観測されたものと同じ振動パターンで翼を強制振動させ、変動圧力による減衰力 (空力減衰) を CFD によって評価した。用いた数値解析および減衰力評価手法の概要は文献<sup>(9)</sup>を参照されたい。

第 12 図に 77% 回転数におけるファン特性マップ上の位置と、空力減衰の各流量における空力減衰を示す。ピンク色は翼振動を与えない定常・非定常解析結果であり、灰色の試験結果の傾向をよく捉えている。空力減衰の推移は失速に近い条件であることから過渡的な解析で評価しており、青色は翼振動を与えた過渡的な非定常解析結果である。過渡解析ではファン入口流量が徐々に減少し、空力減衰も変化している。試験結果では流量 0.96 付近で NSV が発生した一方、解析結果では流量 0.92 付近で空力減衰が負になり、翼振動が不安定 (増幅) 化する結果となった。したがって、不安定な翼振動の発生点流量としては約 4% の差で予測できている。



(a) ファン特性マップ上の履歴



(b) 空力減衰の履歴

第 12 図 翼振動安定性 (空力減衰) の評価  
Fig. 12 Evaluation of aerodynamic damping

第 13 図に翼振動が安定な作動点 OP C と不安定な作動点 OP D における翼端のエントロピー分布と翼負圧面上の限界流線を CFD 解析結果より示す。限界流線上の青い部分が逆流領域に対応する。翼端では剥離渦放出に対応する高エントロピー領域が見られるが、翼振動が不安定化する前後で負圧面の剥離領域が拡大するとともに放出渦も大きな構造に変化し、隣の翼に衝突する様子が見られる。

翼振動が不安定になる理由を考察するため、第 14 図に空力減衰力として働く圧力変動成分の分布を、翼正圧面に対して示す。図中の青い領域が減衰力、赤い領域が励振力として作用する。第 13 図で示したとおり、この条件では流量減少に伴い隣接翼に渦が流れていくが、流れた渦は翼正圧面の翼端前縁に衝突する。第 10 図より、2F モードは翼端前縁が大きく振動するモード形状であり、この位置に渦が翼振動と同じ振動数で衝突し、2F モードを不安定化する強い励振力になっていると考えられる。

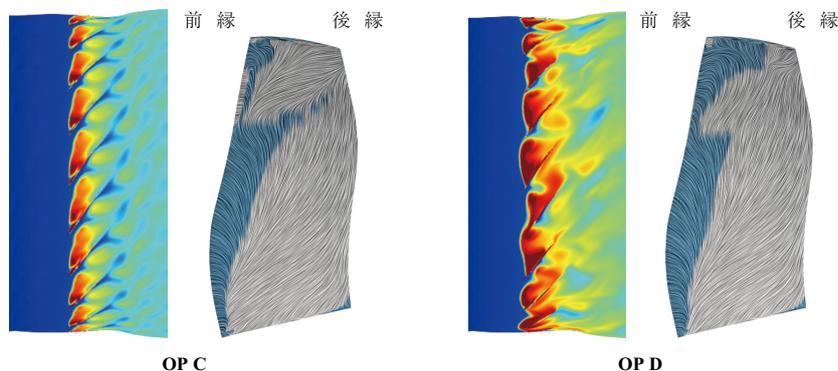
## 4. 騒音

### 4.1 ファン騒音

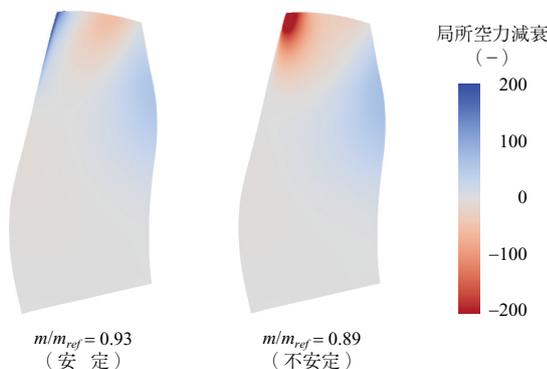
ファン騒音にはさまざまなタイプの音源があり、ファン

から生じる騒音のスペクトルの例を第 15 図に示す。特定の周波数が卓越する BPF ( Blade Passing Frequency ) 成分や回転次数成分のバズソー騒音 ( Multiple Pure Tone と呼ばれる ) や、種々の周波数成分が含まれる広帯域音が存在することが分かる。ファン騒音で支配的な BPF 音は、① 動翼の後流と静翼との干渉による静翼からの騒音<sup>(10)</sup>、② 周方向に不均一なディストーション流れと動翼との干渉による動翼からの騒音<sup>(11)</sup>、<sup>(12)</sup>、③ 動翼が回転することによる動翼自身からの騒音<sup>(13)</sup>などである。

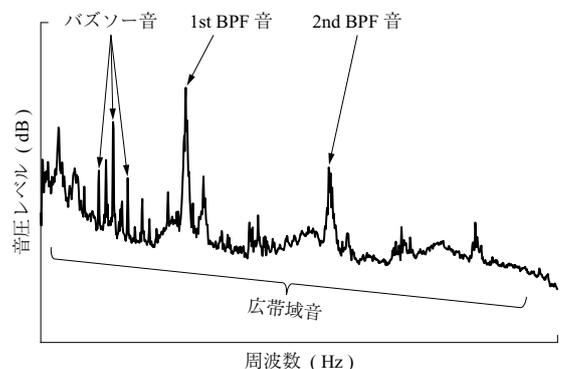
ファン要素は前方にインテーク、後方には機体とエンジンをつなぐパイロン ( バイファケーションとも呼ばれる ) がある。将来想定されるエンジンは、軽量化のためにインテーク/ナセルは短くなり、インテークでの整流効果が少なくなりファン前方のディストーションが大きくなると考えられる<sup>(14)</sup>。またナセルの短縮によりファンとパイロンとの間隔が短くなりパイロンによるディストーションが強くなる。また高バイパス比化によりファン径が大きくなりエンジン重量が増えるためエンジンを支えるパイロンが大きくなり、さらに低圧力比化によって流速も速くなることでもパイロンからのディストーションが大きくなる。その



第 13 図 翼端付近エントロピー分布と翼面逆流領域  
Fig. 13 Entropy contour near tip and surface flow reversal area



第 14 図 翼正圧面上の局所空力減衰分布  
Fig. 14 Local aerodynamic damping on blade pressure surface



第 15 図 ファン騒音のスペクトル  
Fig. 15 Spectrum of fan noise

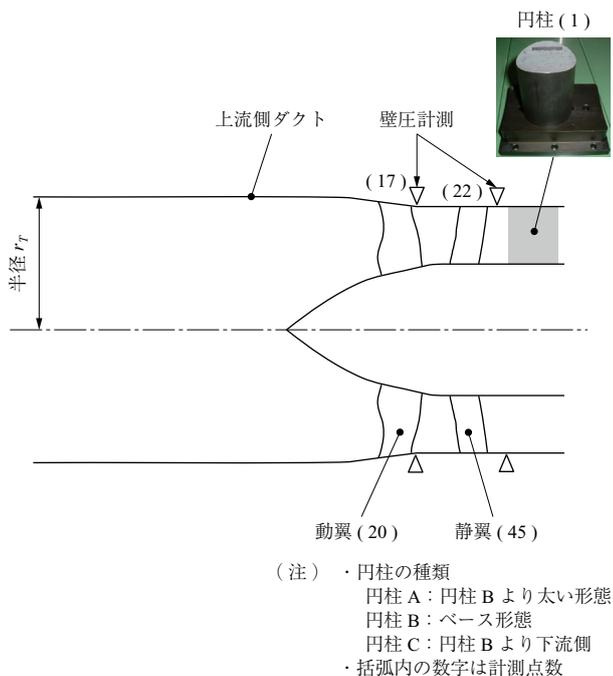
ためディストーションとファン動翼の干渉による騒音を実験と CFD により調査した。

#### 4.2 ファン騒音の実験

IHI 瑞穂工場内にある無響風洞（長さ 16 × 幅 10 × 高さ 8 m）に設置されたファン実験装置および遠方場でのマイクロホン計測の様子を第 16 図に示す。無響風洞の内壁は吸音材で覆われている。ファンは高さ 3 m 位置に設置され、同じ高さでファン上流側の遠方場騒音を計測した。ファン実験装置と計測概要を第 17 図に示す。ファンダクト上流にはベルマウスと Inflow Control Devices (ICD) が装着されている。ICD は地面や壁などからの乱れた流れ



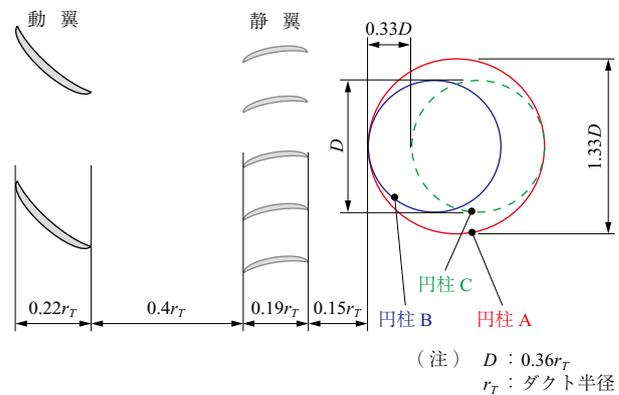
第 16 図 無響風洞でのファン騒音試験  
Fig. 16 Fan noise test in anechoic wind tunnel



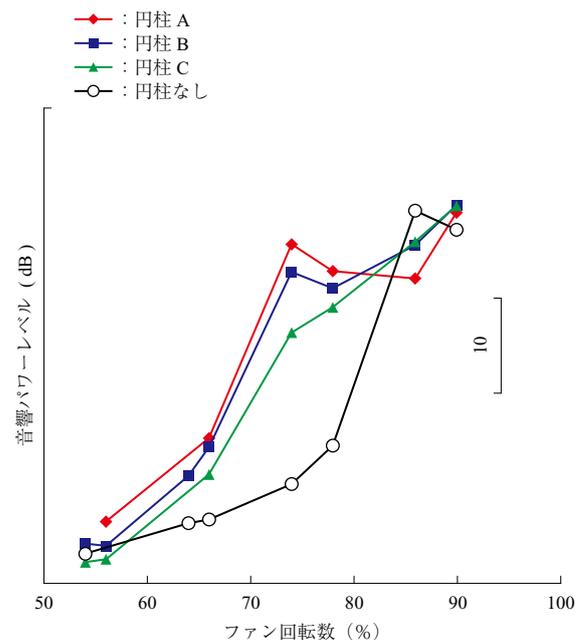
第 17 図 ファンダクト内の計測概要  
Fig. 17 Measurement overview in fan duct

を整流し予期せぬ音の発生を抑制するためのものである。

ファン後方に設置したパイロンを模擬した円柱の大きさや位置を変えることでディストーションの大きさと騒音の関係を調査した。ファン動翼と円柱の動翼チップ断面の様子を第 18 図に示す。騒音計測は設計回転数の 90% 回転数まで実施され、遠方場での計測結果から 1st BPF の音響パワーレベル<sup>(15)</sup>を求めた結果を第 19 図に示す。図から垂音速の 54 ~ 66% 回転数は、円柱有無や円柱形状の影響は小さく、66% 回転数で僅かに円柱がある影響で音響パワーレベルが大きくなっている。遷音速領域の 74 ~ 78% 回転数では、円柱の有無で音響パワーレベルが明らかに異なり、円柱がある場合は音響パワーレベルが増大している。この増大するメカニズムは 4.3 節で述べる。



第 18 図 ファンチップ断面位置における円柱の位置と大きさ  
Fig. 18 Cylinder location and size at fan tip section



第 19 図 1st BPF 音響パワーレベル  
Fig. 19 Sound power level of 1st BPF

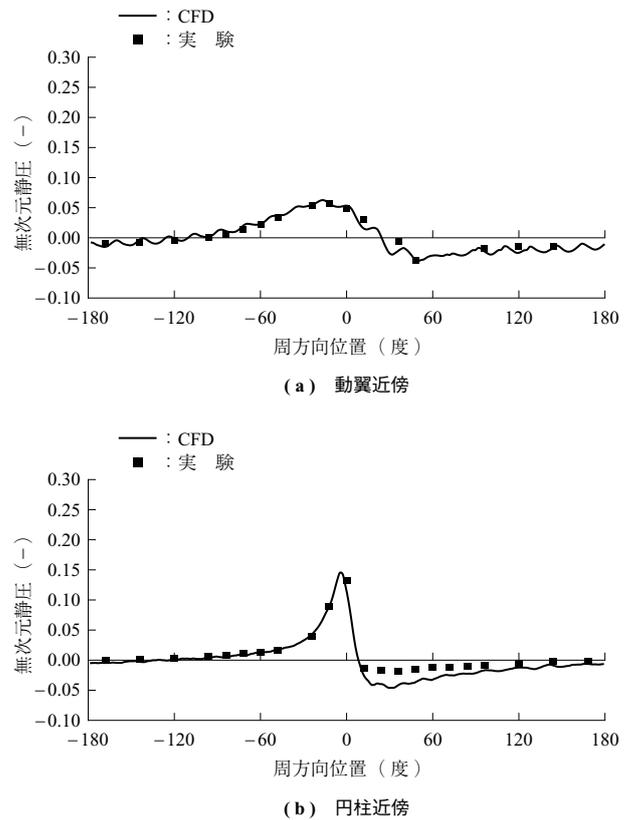
また円柱の位置や大きさの違いによる差も表れており、円柱 B よりも直径が大きい円柱 A は音響パワーレベルが大きく、円柱 B よりも下流に設置された円柱 C は音響パワーレベルが小さいことが分かる。これよりディストーションの大きさに応じ、ファン騒音も大きくなることが分かる。

一方、動翼チップ周速が超音速となる 86% 回転数以上では、円柱有無や円柱の種類が異なっても同程度の音響パワーレベルとなっている。これは、動翼自体の音源が支配的となるためである。具体的には回転数が高くなると周波数も高くなり、流速も速くなるために動翼自体で生じる音響モードがダクト内で伝播（カットオン）<sup>(16)</sup> し、外部へ放射されるからである。

### 4.3 ファン騒音の CFD 解析

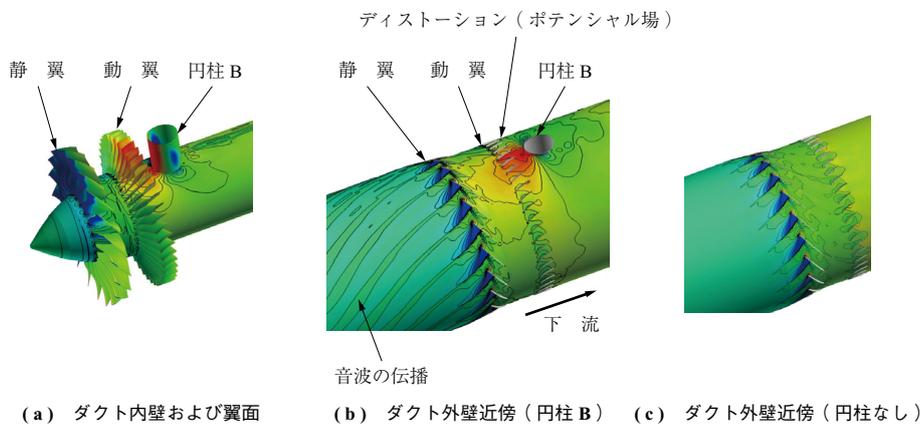
ファン騒音の実験を模擬した CFD 結果の概要を第 20 図に瞬時の静圧分布で示す。円柱ありの第 20 図 - (b) と円柱なしの - (c) を比較すると、ファン後方にある円柱から生じるディストーション（静圧ポテンシャル場）と動翼が干渉し、ファン動翼の前方に騒音が伝播している様子が分かる。

円柱から生じるディストーションの実験および CFD 結果を 66% 回転数は第 21 図に、74% 回転数は第 22 図に示す。縦軸は静圧  $P_s$ 、周方向平均静圧値  $P_{s\_ave}$  とし  $(P_s/P_{s\_ave})-1$  で無次元化した値であり、流速が速い 74% 回転数の方がディストーションが大きいことが分かる。これら（第 21 図、第 22 図）の - (a) が第 17 図の壁圧計測位置に対応した動翼近傍、- (b) が円柱近傍を示している。第 21 図、第 22 図から実験と CFD は一致しており、CFD は実験を模擬できていることが分かる。このディストーションが動翼と干渉することにより動翼表面には非定

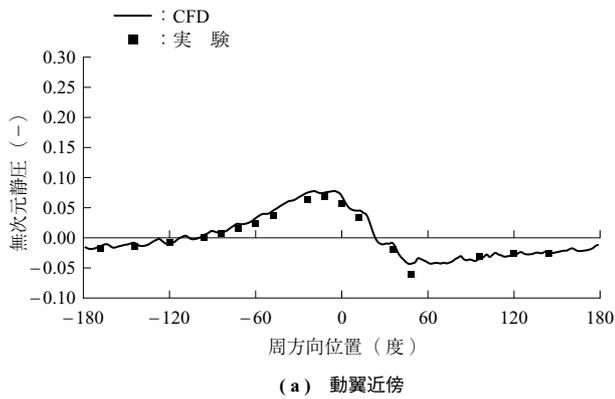


第 21 図 ダクト外壁の静圧分布（66% 回転）  
Fig. 21 Static pressure distribution on duct outer wall (66% speed)

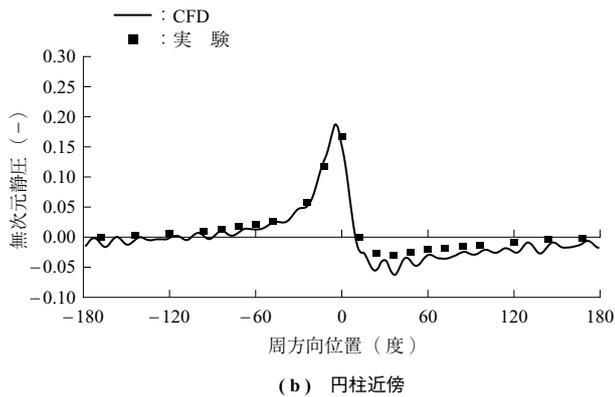
常な空力負荷が生じ、結果として動翼面から音が発生する。具体的には TOP 位置（0 度位置）にある円柱から生じるディストーションを回転する動翼が横切るからであり、その様子を第 23 図に示す。第 23 図 - (b) はファン出口側から動翼を見た図であり、TOP 側で静圧が高いことが分かる。そのため、ファン動翼が 1 回転する際に、TOP 側は円柱がありファン出口の静圧が高いため吸い込み流量が少ない絞り作動、Bottom 側ではファン出口の静圧が低いため吸い込み流量が多い開き作動となり、動翼の



第 20 図 ディストーションと動翼の干渉（瞬時静圧）  
Fig. 20 Interaction between distortion and blades (Instantaneous static pressure)



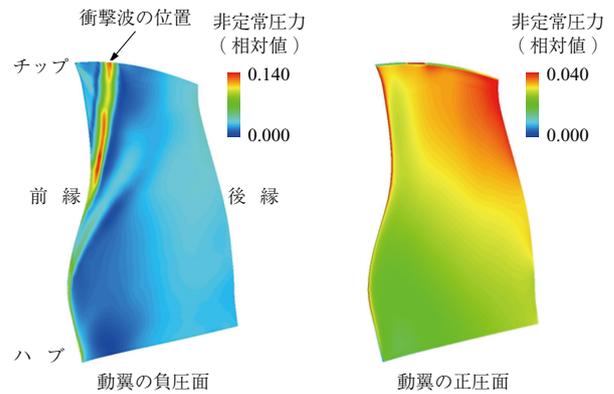
(a) 動翼近傍



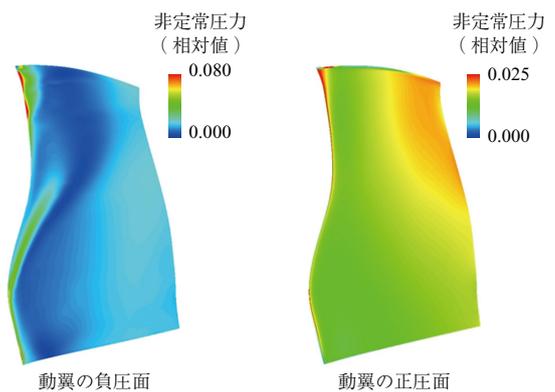
(b) 円柱近傍

第 22 図 ダクト外壁の静圧分布 (74%回転)

Fig. 22 Static pressure distribution on duct outer wall (74% speed)



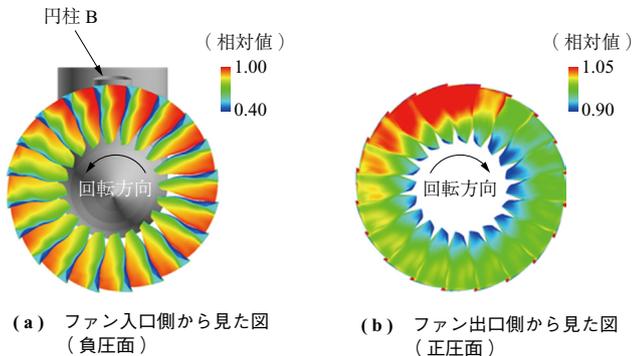
(a) 74%回転数



(b) 66%回転数

第 24 図 動翼表面の非定常圧力コンター

Fig. 24 Unsteady pressure contour on blade surface



第 23 図 翼面静圧の瞬時場 (74%回転)

Fig. 23 Instantaneous static pressure on blade surface (74% speed)

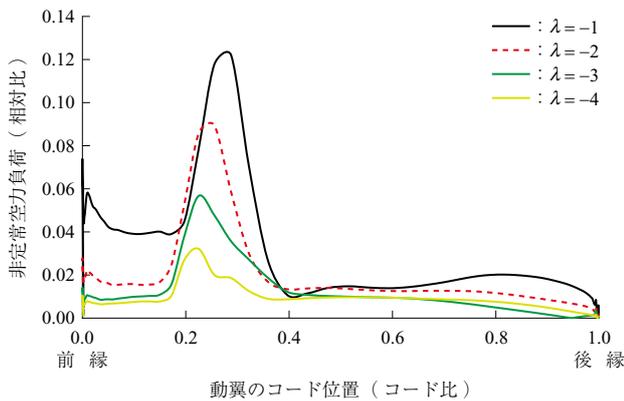
負圧面 (第 23 図 - (a)) においても、周方向位置によって静圧の分布が異なる。このように動翼表面には回転することで非定常な圧力変動が生じる。

動翼面での非定常圧力分布について、動翼 1 回転で 1 回の変動をポテンシャル場から受けた結果 ( $\lambda = |1|$  に対応、 $\lambda$  は円柱ポテンシャル場の周方向ハーモニック数) を第 24 図に示す。動翼の負圧面において、遷音速の 74% 回転数では衝撃波の発生位置近傍で非定常圧力が高く、亜音速の 66% 回転数では前縁で高いことが分かる。一方で、

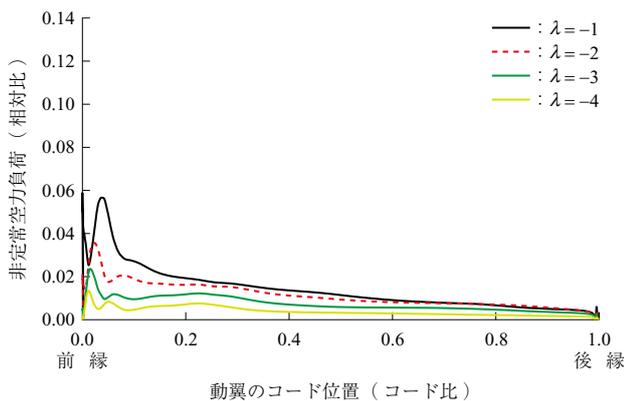
正圧面では、非定常圧の分布は似ており、回転数とディストーションの大きさ (流速が速いと大きくなる) に応じたものとなっている。

揚力面理論<sup>(17)</sup>では、正圧面と負圧面の非定常圧力差、つまり非定常空力負荷が、薄い動翼面上に分布する双極子音源として振る舞うことが示されている。この非定常空力負荷をチップ近傍で定量的に表したものを第 25 図に示す。図のように亜音速の 66% 回転数では前縁近傍が大きく、遷音速の 74% 回転数では衝撃波の発生位置 (横軸が約 0.3) で大きいことが分かる。また非定常空力負荷の値も 74% 回転数では 66% 回転数に比べ大きい。これが、第 19 図に示された 74% 回転数で音響パワーレベルが増大する主な理由である。なお、この例では円柱が周方向に 1 本であり動翼 1 回転で動翼面において 1 回の変動 ( $\lambda = |1|$ ) が大きいことが第 25 図からも分かる。

以上から、騒音試験と CFD によりディストーションと動翼が干渉するファン騒音の発生メカニズムおよび動翼の音源位置を明らかにすることができた。今後はこの知見を低騒音ファン設計に活用していく。



(a) 74%回転数



(b) 66%回転数

第 25 図 チップ近傍の動翼表面の非定常圧力分布

Fig. 25 Unsteady pressure loading distribution on blade surface near tip

## 5. 結 言

本稿では、高バイパス比化・低圧力比化が進む民間エンジンのファンの設計課題に対応するための技術開発について紹介した。高バイパス比化には燃費改善という利点がある一方で、ファン径の大口径化による重量増加という問題がある。この問題に対応するため、軽量化技術として複合材の適用が進められているが、複合材はその耐衝撃性の確保や、そのための翼厚増加による空力性能への影響が課題である。さらに構造振動特性やダクト、ナセルなど翼まわりの環境も変わるため、エアロメカ特性や騒音特性も影響を受ける。今後は、これらの課題に対応した空力・エアロメカ・騒音の技術のさらなる向上に取り組んでいく。

## — 謝 辞 —

本研究の一部は、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、国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) から助成を受けて実施した

ものが含まれています。また、試験設備および流体解析ソフト UPACS の使用許可をくださった国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の関係者各位に深く感謝の意を表します。

## 参 考 文 献

- (1) IHI ホームページ: IHIing, [https://www.ihico.jp/ihining/hot\\_topic/20240719-01.html](https://www.ihico.jp/ihining/hot_topic/20240719-01.html), (参照 2025. 3. 25)
- (2) R. Leipold, M. Boese and L. Fottner: The Influence of Technical Surface Roughness on the Flow Around a Highly Loaded Compressor Cascade, ASME 99-GT-366, (1999)
- (3) M. N. Goodhand and R. J. Miller: The Impact of Real Geometries on Three-Dimensional Separations in Compressors, ASME Paper GT2010-22246, (2010), pp. 129 - 138
- (4) R. Hayashi, N. Tanaka, T. Enoki, T. Murooka, D. Kato, D. Masaki, J. Kazawa, S. Enomoto and T. Nishizawa: Experimental Study of Laminar Flow Effect for Transonic Engine Fan, Proceedings of the International Gas Turbine Congress, IGTC-2019-089, (2019)
- (5) F. R. Menter, R. B. Langtry, S. R. Likki, Y. B. Suzen, P. G. Huang and S. Völker: A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables Part I — Model Formulation, ASME Paper GT2004-53452, (2004), pp. 57 - 67
- (6) F. R. Menter: Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications, AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, (1994), pp. 1,598 - 1,605
- (7) R. Okada, R. Hayashi, T. Murooka and T. Enoki: Blade of Fan or Compressor, US11125085B2, (2019)
- (8) M. Aotsuka and T. Murooka: Numerical Analysis of Fan Transonic Stall Flutter, ASME Paper GT2014-26703, (2014)
- (9) A. Tateishi, M. Aotsuka, S. Kusuda, N. Tanaka, T. Enoki and T. Murooka: Aeroelastic assessment of the second flexure mode excitation in a low pressure ratio fan, Journal of the Global Power and Propulsion Society, Vol. 8, (2024), pp. 471 - 482

- ( 10 ) S. Kusuda, N. Tsuchiya, H. Kodama and M. Namba : Prediction of Fan Tonal Noise at Far-field with Rotor-Stator Interaction Effect, Proceedings of International Symposium on Air Breathing Engines 2011, pp. 1,152 – 1,161
- ( 11 ) S. Kusuda, N. Yamasaki, C. Inoue and M. Namba : Aircraft Engine Fan Tone Noise due to Back-Pressure Distortion Caused by a Downstream Pylon under High-Speed Conditions, Journal of Sound and Vibration, Vol. 572, ( 2024 ), 118163
- ( 12 ) H. Naruse, T. Ishii, H. Oinuma, S. Kusuda, Y. Ooba, K. Hirakawa and H. Ishikawa : The Effect of Intake Length on Aerodynamic Characteristics under Inlet Distortion, Proceedings of 2020 International Congress on Noise Control Engineering, ( 2020 ), pp. 1,079 – 1,089
- ( 13 ) M. J. T. Smith : Aircraft Noise, Cambridge University Press, ( 1989 )
- ( 14 ) A. Peters, Z. S. Spakovszky, W. K. Lord and B. Rose : Ultrashort Nacelles for Low Fan Pressure Ratio Propulsors, Journal of Turbomachinery, Vol. 137, Iss. 2, ( 2015 ), 021001
- ( 15 ) ISO 3745 : 2012 : Acoustics — Determination of Sound Power Levels and Sound Energy Levels of Noise Sources using Sound Pressure — Precision Methods for Anechoic rooms and Hemi-Anechoic Rooms, ( 2012 )
- ( 16 ) J. M. Tyler and T. G. Sofrin : Axial Flow Compressor Noise Studies, SAE Transactions, Vol. 70, ( 1962 ), pp. 309 – 332
- ( 17 ) M. Namba and J. Schulten : Category 4 Fan Stator with Harmonic Excitation by Rotor Wake, Third Computational Aeroacoustics ( CAA ) Workshop on Benchmark Problems, NASA/CP-2000-209790, M. D. Dahl, National Aeronautics and Space Administration, ( 2000 ), pp. 73 – 86