

CFD を用いたファン動静翼干渉による静翼面非定常圧力変動予測

CFD Prediction of Unsteady Pressures Due to Fan Rotor-Stator Interaction

山 方 章 弘 技術開発本部総合開発センター回転流体機械開発部
児 玉 秀 和 航空宇宙事業本部技術開発センター要素技術部 部長 工学博士
土 屋 直 木 航空宇宙事業本部技術開発センター要素技術部 博士 (工学)
野 崎 理 独立行政法人宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 エンジン試験技術開発センター 工学博士

非定常三次元ナビア・ストークス解析および三次元揚力面理論を用い、動静翼干渉によって発生する静翼面非定常圧力差変動を予測した。本研究では動静翼間距離の異なる三つのストレート静翼と、ハブ側前縁位置を固定したスイープ静翼およびスイープ・リーン静翼の計 5 形態について検討し、動静翼間距離の拡大によって生じる動翼ウェークの周方向位相差が静翼面非定常圧力差変動の低減に重要な役割をもつことが示された。また静翼のスイープおよびリーンは、静翼面非定常圧力差変動の大幅低減を図るうえで非常に効果的であることが示された。

Unsteady three-dimensional Navier-Stokes analyses and analytical calculations based on lifting-surface theory were used to predict the unsteady pressures on stator vanes induced by rotor viscous wakes. Five different stator configurations are used for this study: three radial stator configurations with different axial spacings, swept stator, and swept and leaned stator. The study showed that both radial phase skew of the incoming rotor wake, and stator sweep and lean were effective to reduce the induced unsteady pressure.

1. 緒 言

ハイバイパス比ターボファンエンジンの主な騒音源としてファン動静翼干渉音が挙げられるが、その主な要因は動静翼の非定常干渉によって発生する周期的な圧力変動に起因している⁽¹⁾。従来、ファン騒音低減方法として動静翼枚数の適正化や動静翼間距離の拡大といった方法が適用されてきたが、近年、静翼を軸方向および周方向に傾斜させるスイープやリーンといった翼形状の三次元化によって低騒音化を図る研究が進められている。Woodward⁽²⁾やEnvia⁽³⁾らはスケールモデルを用いた騒音計測によって、三次元静翼による低騒音化の効果を試験的に確認しているが、そのメカニズムの詳細を明らかにするには至っていない。

本稿では、動静翼間距離および三次元静翼形状がファン騒音源となる静翼面非定常圧力差変動に及ぼす影響を調査するため、非定常三次元 CFD (数値流体力学 : Computational Fluid Dynamics) 解析を用い静翼面非定常圧力差変動を評価し、三次元揚力面理論の併用によって動翼ウェークと静翼面の干渉のメカニズムを明らかにしたので報告する。

2. 方 法

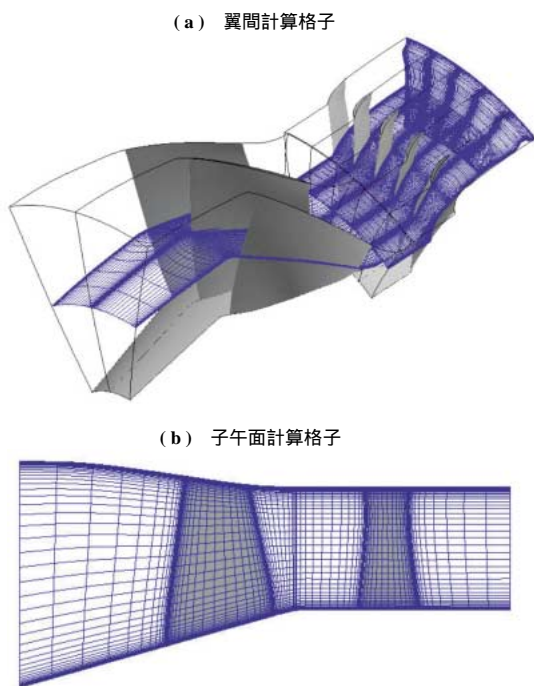
CFD 解析は非定常三次元レイノルズ平均ナビア・スト

ークス方程式を基礎方程式とし、対流項の離散化には Chakravarthy-Osher の TVD スキームを、乱流粘性の評価には Baldwin-Lomax 代数モデルを用いている。時間積分には近似因子分解、対角化を用いた陰解法を使用し、Newton 反復法の導入によって解析精度の向上を図っている⁽⁴⁾。

非定常三次元 CFD 解析に用いた計算格子を第 1 図に示す。計算格子は各翼間ごとの複数のブロックに分かれており、H 型の構造格子で生成されている。前後の翼列の物理量の受け渡しは各格子点において線形補間で行われ、翼列の接続部で軸方向に格子を 1 メッシュ重複させることによって補間の精度を向上させている。

解析の実行は宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の Numerical Simulator III と呼ばれる大型並列計算機で行った。各流路の計算は並列化処理によって複数の計算機に分散化して行われ、1 ケース当たりの計算時間の短縮を図っている。なお本解析手法は当社と JAXA の共同研究によって開発されたものである⁽⁴⁾。

三次元揚力面理論は難波⁽⁵⁾によって開発され、三次元線形波動方程式を基礎式とし、以下のような仮定のもとで動静翼干渉によって生ずる静翼面非定常圧力差変動を算出する。



第 1 図 非定常三次元 CFD 解析 計算格子
Fig. 1 Computational grid for unsteady stage analysis

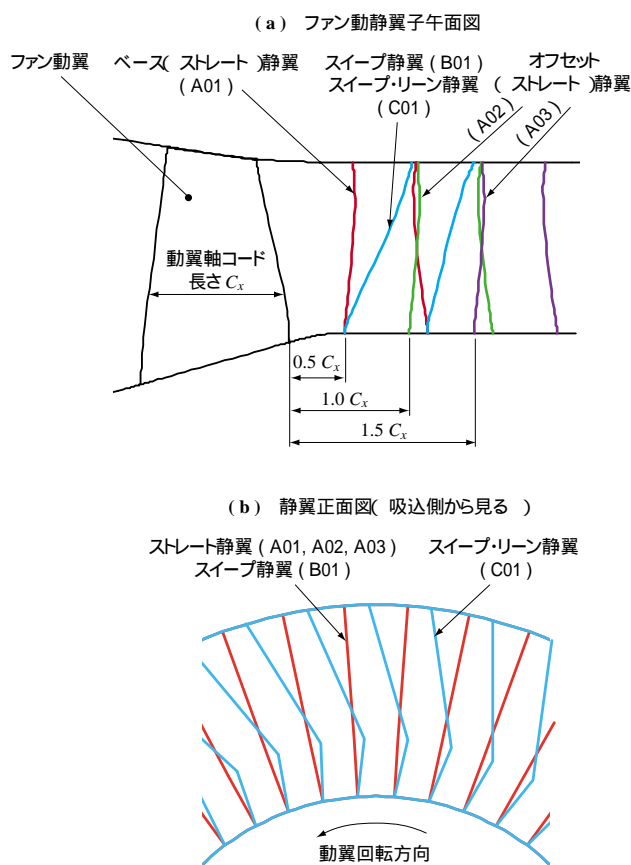
- (1) 流体は非粘性完全気体で，流れは等エントロピ的
- (2) 翼列は反り，厚みおよび迎角ゼロの平板翼列
- (3) 一様な軸流速度，圧力および密度の流体が翼列に流入

なお静翼に流入する動翼ウェークの情報として，非定常三次元 CFD 解析（以下，CFD 解析と呼ぶ）から得られる翼面吹き上げ速度とその位相を用い，動翼ウェークの強さおよび位相差が静翼面非定常圧力差変動に与える影響を調査した．解析を行ったファンの設計仕様を以下に示す．

動翼枚数	18 枚
静翼枚数	45 枚
ボ ス 比	0.55
動翼周速マッハ数	
80%設計回転数	0.95
100%設計回転数	1.18

計算対象としたファンは動翼 18 枚，静翼 45 枚であるため，CFD 解析は動翼間 2 流路，静翼間 5 流路の 1/9 周期で行い，格子点数は全体で約 400 万点である．

ファン動静翼形状概観を第 2 図に示す．静翼形状をベース静翼（A01）と同一とし，動静翼間隔を拡大したオフセット静翼（A02，A03）およびベース静翼とハブ側軸方向位置を同一としチップ側に向かって翼を 20 度傾斜させたスイープ静翼（B01），さらに 30% スパン以上を動翼回転方向に 30 度傾斜させたスイープ・リーンの静翼（C01）の計



第 2 図 ファン動静翼形状概観
Fig. 2 Schematic of the fan rotor and stator configurations

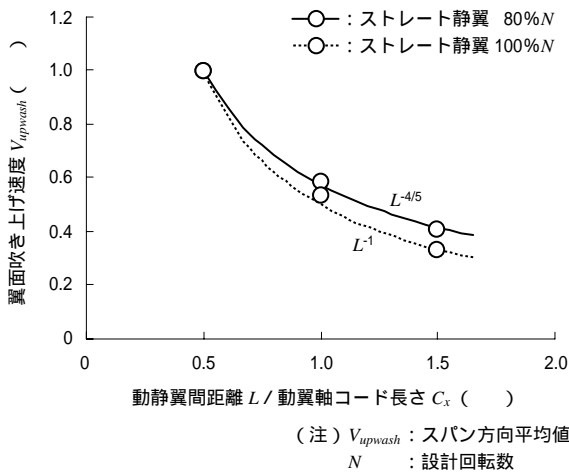
5 種類について CFD 解析を実施し，動静翼間距離および静翼の三次元化が静翼面非定常圧力差変動に及ぼす影響を調査した．

3. 結 果

3.1 動静翼間距離が静翼面非定常圧力差変動に及ぼす影響

静翼形状をベース静翼と同一とし動静翼間距離を変更した形態について，ストレート静翼前縁位置での速度分布から静翼面非定常圧力差変動の励振源となる翼面吹き上げ速度変動振幅のスパン方向平均値を算出した．第 3 図にストレート静翼前縁位置の翼面吹き上げ速度成分の比較を示す．グラフはフーリエ解析を用いて翼面吹き上げ速度の BPF（動翼通過周波数：Blade Passing Frequency）成分を抽出したものであり，動静翼間距離 L の増加に伴い 80% 設計回転数（以下，回転数）でおおむね $L^{-4/5}$ ，100% 回転数で L^{-1} に比例して減衰している．

また軸流ファンでは，一般にハブとチップで動翼から流出する流れに回転角速度の差が生じるため，動翼ウェーク



第 3 図 ストレート静翼前縁位置の翼面吹き上げ速度成分の比較
 Fig. 3 Comparison of radially averaged magnitudes of the upwash velocity at the radial stator inlet

は静翼前縁に到達する間に周方向に引き伸ばされる。第 4 図に動翼出口での速度三角形とストレート静翼の関係を示す。動翼ウエークが静翼前縁に到達する間に周方向に進む位相角 θ は以下のように表される。

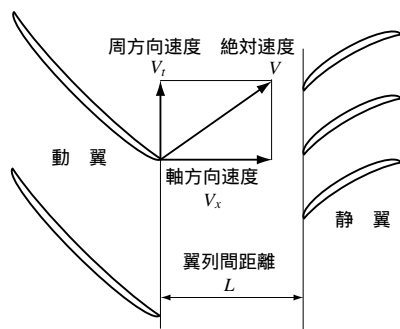
$$\theta = V_t \cdot \left(\frac{L}{V_x}\right) \cdot \left(\frac{1}{R}\right) \dots\dots\dots (1)$$

R : 半径

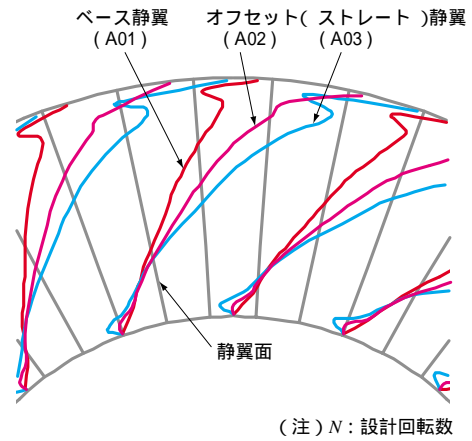
ここで軸方向速度 V_x がスパン方向に一様であるとする、ハブとチップ間での動翼ウエークの周方向位相差 $d\theta$ は以下ようになる。

$$d\theta = \theta_{hub} - \theta_{tip} = \left\{ \left(\frac{V_t}{R}\right)_{hub} - \left(\frac{V_t}{R}\right)_{tip} \right\} \frac{L}{V_x} \dots (2)$$

(2) 式から $d\theta$ はハブとチップ間の回転角速度 V_t/R と翼列間距離 L に依存し、ハブ側の回転角速度がチップ側よりも大であるとき、 $d\theta$ は L に比例して大きくなる。第 5 図に CFD 解析から得られたストレート静翼前縁位置での動翼ウエーク形状を示す。動静翼間距離の拡大とともに動翼



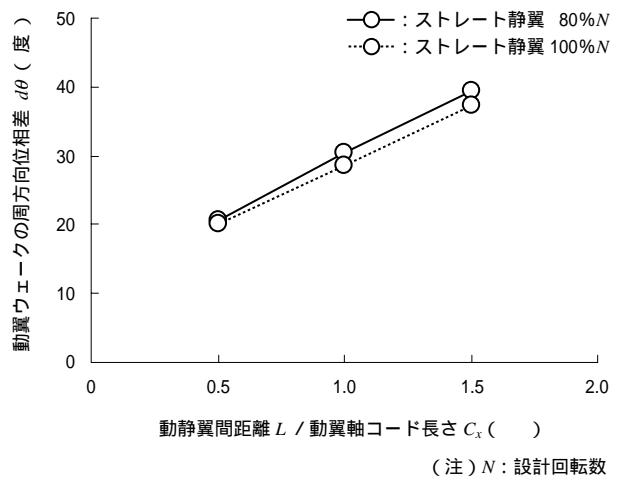
第 4 図 動翼出口速度三角形とストレート静翼の関係
 Fig. 4 Schematic view of a rotor and a radial stator



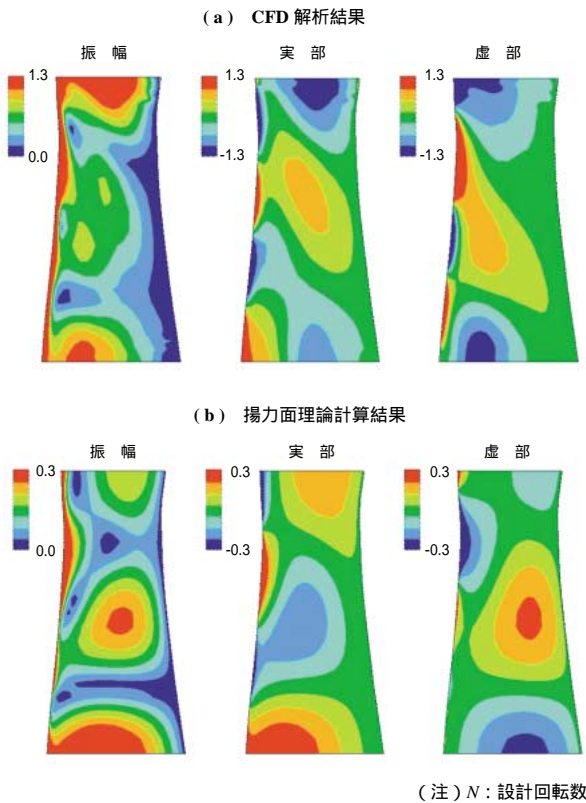
第 5 図 ストレート静翼前縁位置の動翼ウエーク形状 (100%N)
 Fig. 5 Rotor wakes at the radial stator inlet at 100% rotation speed

ウエークが周方向に引き伸ばされる様子が観察される。第 6 図に動静翼間距離に対するストレート静翼前縁位置の動翼ウエークのハブとチップ間の周方向位相差の変化を示す。80%回転数、100%回転数ともに線形的に変化しており、 $d\theta$ が L の一次関数で表されることが分かる。また 80%回転数と 100%回転数で $d\theta$ の変化がほぼ同じになっているが、これは両ケースにおいて動翼出口の流れ角、すなわち V_t/V_x が等しいためである。このことから動翼ウエークの位相差 $d\theta$ が (2) 式のような理由で生じていることが分かる。

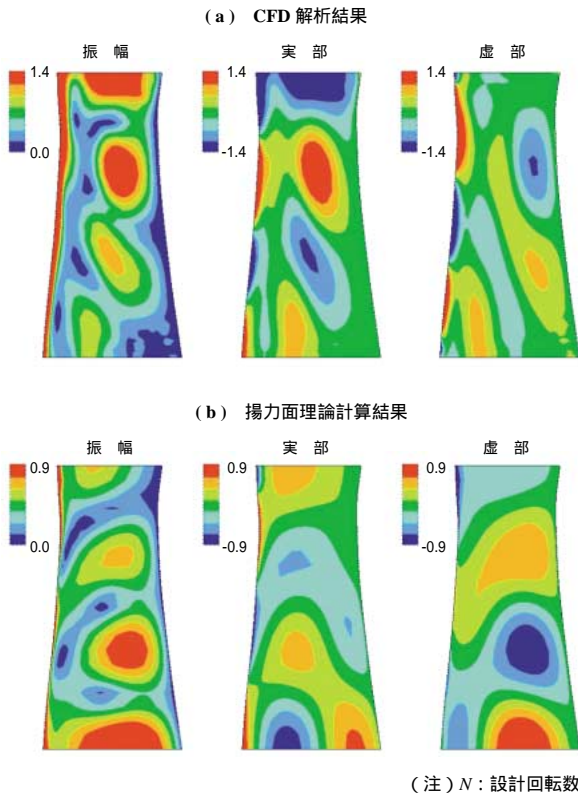
第 7 図、第 8 図に CFD 解析および三次元揚力面理論 (以下、揚力面理論と呼ぶ) によって算出されたストレート静翼の翼面非定常圧力差変動分布を示す。図は 80%回転数および 100%回転数でのストレート静翼 (A02)



第 6 図 ストレート静翼前縁位置の動翼ウエークのハブとチップ間の周方向位相差
 Fig. 6 Differences in the circumferential phase angle of a single rotor wake between the tip and the hub at the radial stator inlet



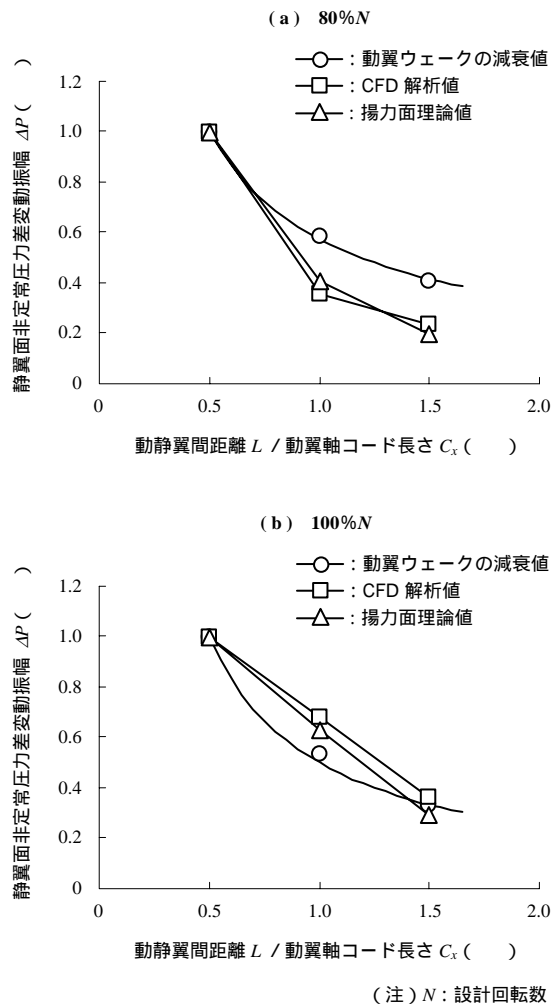
第 7 図 ストレート静翼の翼面非定常圧力差変動分布 (80% N でのBPF成分)
 Fig. 7 Surface contours of a BPF component of the unsteady pressure difference across the radial stator vanes at 80% rotation speed



第 8 図 ストレート静翼の翼面非定常圧力差変動分布 (100% N でのBPF成分)
 Fig. 8 Surface contours of a BPF component of the unsteady pressure difference across the radial stator vanes at 100% rotation speed

の翼面非定常圧力差変動の BPF 成分で、左から変動の振幅、瞬時の実部と虚部を示している。図中の静翼面非定常圧力差変動の値は、各回転数でのベース静翼 (A01) の面積積平均値によって無次元化されている。CFD解析、揚力面理論ともに翼中央付近で高い圧力差変動が発生しているが、動翼回転数が変わることによって変動振幅大となる領域に変化が生じている。土屋ら^{(6),(7)}は、これらが完全な三次元的効果によるものであり二次元あるいは準三次元的な手法では予測できない現象であることを示している。

第 9 図にストレート静翼の静翼非定常圧力差変動振幅 ΔP の面積積平均値の比較を示す。図中の ΔP は各回転数でのベース静翼 (A01) の値によって無次元化されたものを示している。動静翼間距離を拡大した場合、80%回転数では動翼ウェークの減衰以上に静翼面非定常圧力差変動が小さくなっているのに対し (第 9 図 - (a)), 100%回転数ではむしろ大きくなる傾向を示しており (- (b)), 回転数によ



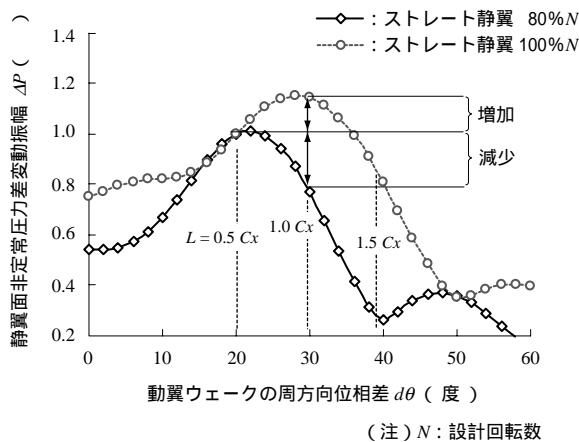
第 9 図 ストレート静翼の翼面非定常圧力差変動振幅の面積積平均値の比較
 Fig. 9 Overall amplitudes of the BPF component of unsteady pressure difference across the radial stator vanes

ってその効果が異なっている。この原因を明らかにするため、揚力面理論を用いて翼面吹き上げ速度 V_{upwash} の大きさは同一のまま、ウェークの周方向位相差 $d\theta$ のみを変化させた解析を行い、 $d\theta$ が静翼面非定常圧力差変動 ΔP に与える影響を調査した。第 10 図に 80% 回転数および 100% 回転数での動翼ウェークの周方向位相差 $d\theta$ に対する静翼面非定常圧力差変動振幅 ΔP の変化を示す。両者とも、ある $d\theta$ で ΔP が極大となる傾向にあるが、その位置に違いが存在している。つまり 80% 回転数ではベース静翼 (A01) での $d\theta$ (20 度付近) で ΔP 最大となり、以降減少していくが、100% 回転数ではオフセット静翼 (A02) での $d\theta$ (30 度付近) で ΔP 最大となっており、 $d\theta$ とともに ΔP が増加している。以上の結果から、動静翼間距離を拡大したとき、回転数の増減によって静翼面非定常圧力差変動振幅の減少度合いに変化が生じたのは、動翼ウェークのハブとチップ間の周方向位相差の影響が大きいことが示された。

3.2 静翼のスweepおよびリーンによる効果

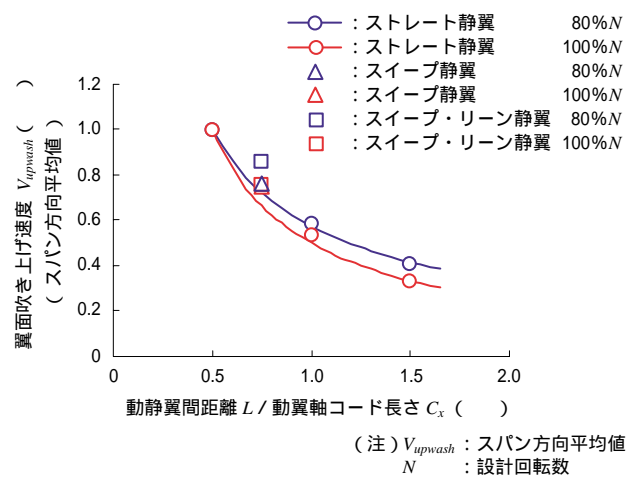
ハブ側前縁位置をベース静翼と同一とし、チップ側を後退させたスweep静翼 (B01)、さらに動翼回転方向に傾斜させたスweep・リーン静翼 (C01) について、CFD 解析を実施し、静翼前縁での翼面吹き上げ速度を算出した。第 11 図にスweep静翼およびスweep・リーン静翼前縁位置の翼面吹き上げ速度成分の比較を示す。両者の静翼前縁位置はスパン方向に平均するとベース静翼 (A01) とオフセット静翼 (A02) の中間に位置するため、翼面吹き上げ速度の強さも A01 と A02 のほぼ中間の値となる。

スweep静翼およびスweep・リーン静翼前縁位置の動



第 10 図 動翼ウェークの周方向位相差に対する静翼面非定常圧力差変動振幅の変化

Fig. 10 Variation of overall amplitudes of unsteady pressure difference with the difference in the circumferential phase angle between the hub and the tip



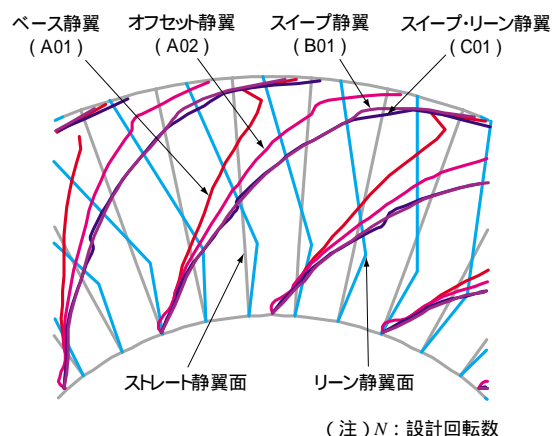
第 11 図 スweep静翼およびスweep・リーン静翼前縁位置の翼面吹き上げ速度成分の比較

Fig. 11 Comparison of radially averaged magnitudes of the upwash velocity at the swept stator inlet

翼ウェーク形状を第 12 図に示す。また動翼ウェークのハブとチップ間の周方向位相差 $d\theta$ について、スweep静翼と比較した結果を第 13 図に示す。スweep静翼 (B01) およびスweep・リーン静翼 (C01) では、単純に動静翼間距離を拡大した場合 (A02) に比べて、動翼ウェークがより周方向に引き伸ばされている。これは主にハブとチップ間で動翼ウェークの静翼前縁に到達する時間に差が生じるためである。第 14 図に動翼出口速度三角形とスweep静翼の関係を示す。チップ側において動翼ウェークが静翼前縁に到達する間に周方向に進む角度 θ_{tip} は以下のように表される。

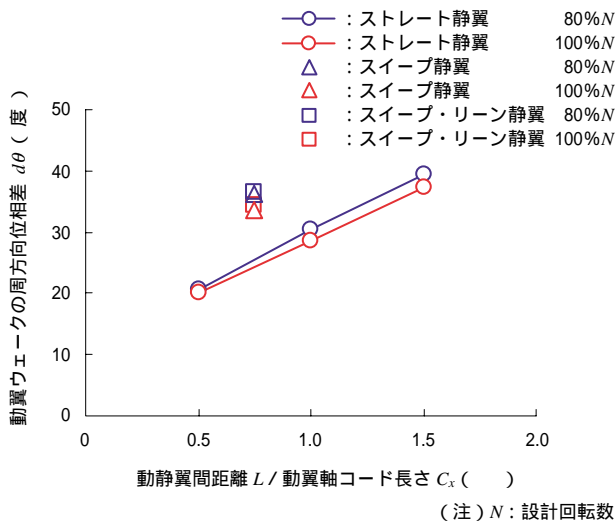
$$\theta_{tip} = V_{t,tip} \cdot \left(\frac{L_{tip}}{V_x} \right) \cdot \left(\frac{1}{R} \right) - \Omega \cdot \left(\frac{L_{tip} - L_{hub}}{V_x} \right) \quad \dots \dots \dots (3)$$

Ω : 動翼回転角速度

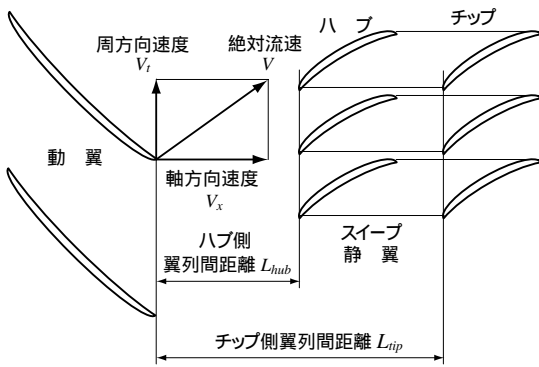


第 12 図 スweep静翼およびスweep・リーン静翼前縁位置の動翼ウェーク形状 (100%N)

Fig. 12 Rotor wakes at the swept stator inlet at 100% rotation speed



第 13 図 スイープ静翼およびスイープ・リーン静翼前縁位置の動翼ウェークのハブとチップ間の周方向位相差
 Fig. 13 Differences in the circumferential phase angle of a single rotor wake between the tip and the hub at the swept stator inlet



第 14 図 動翼出口速度三角形とスイープ静翼の関係
 Fig. 14 Schematic view of a rotor and a swept stator

(2) 式同様, 軸方向速度 V_x がスパン方向に一様であると仮定すると, ハブとチップ間の位相差 $d\theta$ は以下のように表される.

$$d\theta = \theta_{hub} - \theta_{tip} = \left\{ \left(\frac{V_t}{R} \right)_{hub} - \left(\frac{V_t}{R} \right)_{tip} \right\} \frac{L_{hub}}{V_x} + \left\{ \Omega - \left(\frac{V_t}{R} \right)_{tip} \right\} \frac{L_{tip} - L_{hub}}{V_x} \dots\dots (4)$$

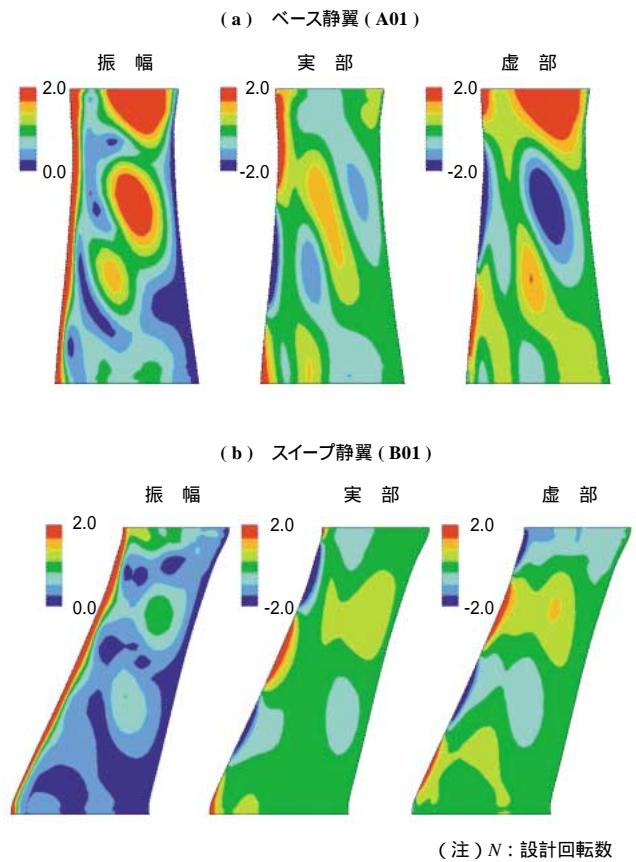
または,

$$d\theta = \left\{ \left(\frac{V_t}{R} \right)_{hub} - \left(\frac{V_t}{R} \right)_{tip} \right\} \frac{L_{tip}}{V_x} + \left\{ \Omega - \left(\frac{V_t}{R} \right)_{hub} \right\} \frac{L_{tip} - L_{hub}}{V_x} \dots\dots (5)$$

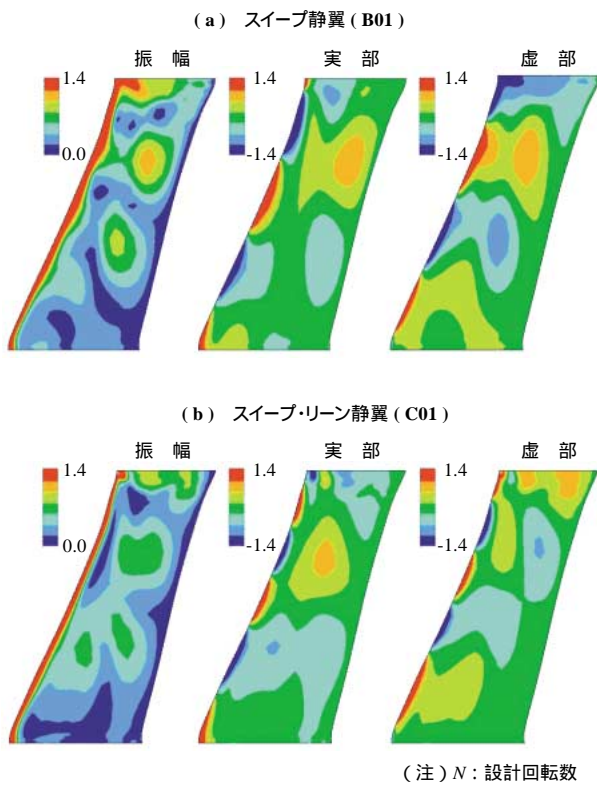
スイープ静翼のチップ側前縁位置とオフセット静翼 (A02) の前縁位置がほぼ同じであるため, (5) 式の第 1 項はオフセット静翼 (A02) の $d\theta$ と等価となる. 今回のファンはハブ側の回転角速度 V_t/R が Ω よりも小さいため, 第 2 項が正となる. 上記の理由で, スイープ静翼は単純に動静翼間隔を拡大したオフセット静翼より $d\theta$ が大きくなっていると考えられる.

CFD 解析によって得られたスイープ静翼 (B01) の静翼面非定常圧力差変動分布について, ベース静翼 (A01) と比較した結果を第 15 図に示す. また, スイープ・リーン静翼の (C01) 静翼面非定常圧力差変動分布をスイープ静翼 (B01) と比較した結果を第 16 図に示す. 第 15 図から, ベース静翼 (A01) で観察された翼中央付近での非定常圧力差変動大の領域は静翼のスイープによって大幅に低減されており, 低騒音化が期待される. また第 16 図から, リーンの導入によって静翼面非定常圧力差変動はさらに低減されることが示されている.

第 17 図にスイープ静翼およびスイープ・リーン静翼の静



第 15 図 スイープ静翼 (B01) の静翼面非定常圧力差変動分布 (100%N での BPF 成分, ベース静翼 (A01) と比較)
 Fig. 15 Comparison of surface contours of a BPF component of the unsteady pressure difference between the baseline stator (A01) and the swept stator (B01) at 100% rotation speed



第 16 図 スイープ・リーンの静翼 (C01) の静翼面非定常圧力差変動分布 (100%N での BPF 成分, スイープ静翼 (B01) と比較)

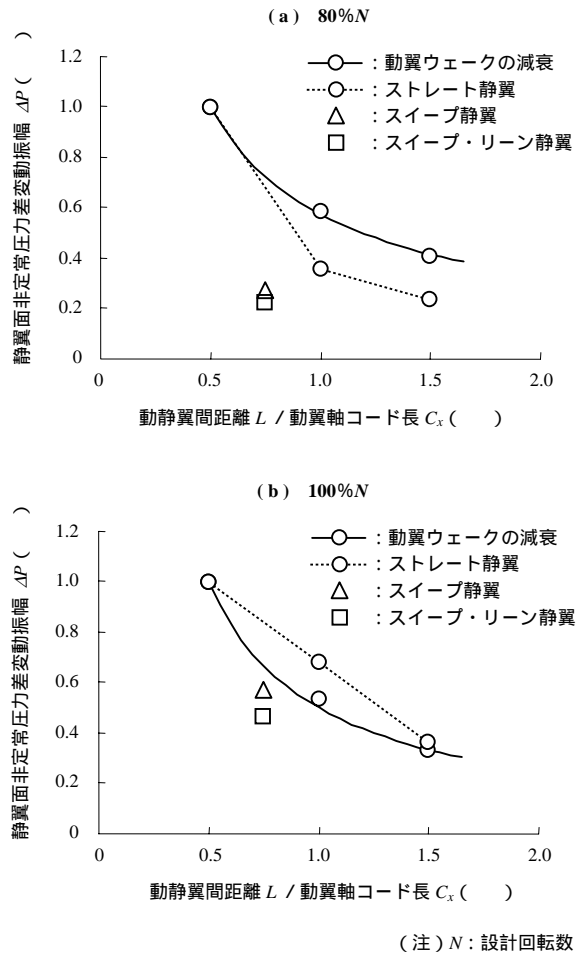
Fig. 16 Comparison of surface contours of a BPF component of the unsteady pressure difference between the swept stator (B01) and the swept leaned stator (C01) at 100% rotation speed

翼面非定常圧力差変動振幅 ΔP の面積平均値の比較を示す。スイープ静翼 (B01) の ΔP は単純に動静翼間距離を拡大させたオフセット静翼 (A02, $L=1.0 C_x$) よりも小さくなる結果となっている。B01 と A02 の静翼前縁での動翼ウエークの周方向位相差 $d\theta$ の違いは 5 度程度であり、第 10 図で示した $d\theta$ の変化による影響のみではこの差を説明することができないため、静翼のスイープそのものによる翼面非定常圧力差変動低減の効果があると考える。

4. 結 言

非定常三次元 CFD 解析および三次元揚力面理論を用い、形態の異なる 5 種類のファンについて動静翼干渉予測を行い、以下の知見を得た。

- (1) ハブとチップ間の動翼ウエークの周方向位相差は、静翼面非定常圧力差変動に大きな影響を及ぼすが、位相差大で必ずしも非定常圧力差変動が減少するとは限らない。
- (2) 静翼のスイープおよびリーンは、静翼面非定常圧力差変動の低減に非常に効果的である。



第 17 図 スイープ静翼およびスイープ・リーンの静翼の翼面非定常圧力差変動振幅の面積平均値の比較

Fig. 17 Overall amplitudes of the BPF component of unsteady pressure difference across the swept stator vane and the swept and leaned stator vane

- (3) 静翼のスイープには、動翼ウエークの周方向位相差増による効果のほかに、スイープ自身による静翼面圧力差変動低減の効果が存在する。

謝 辞

本研究は、経済産業省の新規産業創出型産業科学技術研究開発制度による「環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発」の一環として、新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) から委託を受けて実施したものである。本研究の実施に当たり、ご指導とご協力をいただいた共同研究者の宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の山本一臣氏、西澤敏雄氏をはじめ 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。

参 考 文 献

- (1) N. H. Kemp and W. R. Sears : Aerodynamic

- Interference Between Moving Blade Rows
Journal of the Aeronautical Sciences Vol.20 No.9
(1953) pp.585 - 597
- (2) R. P. Woodward et al. : Acoustic Benefits of
Stator Sweep and Lean for a High Tip Speed Fan
AIAA-2002-1034 (2002)
- (3) E. Envia : Fan Noise Source Diagnostic Test - Vane
Unsteady Pressure Results AIAA-2002-2430 (2002)
- (4) K. Hirai et al. : 33rd Joint Propulsion Conference
& Exhibit AIAA-97-2735 (1997)
- (5) M. Namba : Three-Dimensional Analysis of
Blade Force and Sound Generation for an Annular
Cascade in Distorted Flows Journal of Sound and
Vibration Vol.50 No.4 (1977) pp.479 - 508
- (6) N. Tsuchiya et al. : Fan Noise Prediction Using
Unsteady CFD Analysis AIAA-2002-2491 (2002)
- (7) N. Tsuchiya et al. : Investigation of Acoustic
Modes Generated by Rotor-Stator Interaction
AIAA-2003-3136 (2003)
- (8) A. Yamagata et al. : CFD Prediction of Unsteady
Pressures due to Fan Rotor-Stator Interaction
ISABE-2003-1130 (2003)