

遷音速ファンの部分回転数時に失速点近傍で生じるフラッターのFSI解析

FSI Analysis of Transonic Fan Flutter under Part-speed, Near-stall Operating Conditions

立石 敦^{*1}
TATEISHI Atsushi渡辺 紀徳^{*2}
WATANABE Toshinori姫野 武洋^{*2}
HIMENO Takehiro青塚 瑞穂^{*3}
AOTSUKA Mizuho室岡 武^{*3}
MUROOKA Takeshi

ABSTRACT

This paper presents an application of an aero-structure integrated approach developed by authors for cascade flutter simulation. Transonic stall flutter experienced in a rig test was simulated over a wide range of part-speed operating conditions. The flutter boundary obtained by the present simulations agreed well on high rotational speed lines. However, the simulations for low rotational speed cases could not reproduce the flutter boundary. Detailed observation of the flowfield and local aerodynamic work revealed that the flutter boundary on the low speed lines was governed by the strong excitation force produced by the detached shock wave on near-stall operating points. An additional sensitivity study on the turbulence model showed the possibility of transonic buffet which caused flutter suppression in the low speed range. The accuracy in identified aeroelastic damping was also discussed in detail.

Key words : Fan, Aeroelasticity, Stall flutter, Fluid-Structure Interaction, Transonic flow

1. 緒言

前報⁽¹⁾にて、筆者らは軽量・低剛性なファン翼や高速プロペラのフラッター解析を可能とすべく、異なる振動モード間の干渉や気流による振動数変化といった空力・構造間の相互作用効果を詳細に模擬するために、流体構造連成解析とシステム同定手法を統合した新しい振動解析手法を提案し、気流中における翼列の空力弾性モードを正しく算出できることを示した。

最近の高バイパス比エンジン向けファンでは、様々な種類のフラッター⁽²⁾の中でも、特に部分回転数のサージ線近傍で生じる遷音速失速フラッターが重要な問題となっている。図1にマップ上での典型的な発生領域を示す。このタイプの発生領域はサージ線近傍から作動線に向かって鋭く食い込むという特徴があるが、ファンの仕様としてバイパス比の上昇に伴い最適な圧力比が低下するため、背圧の高い地上静止状態では、部分回転数において作動線がフラッター発生領域に近づきやすい。その

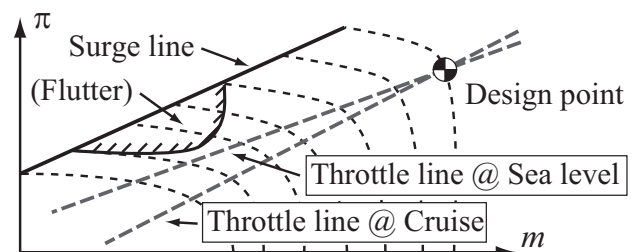


Fig. 1 Typical flutter boundary of transonic stall flutter in a fan map

ため、作動線からのマージンの予測手法や回避のための設計指針の確立が求められ続けている。

しかし、これまで失速フラッターの発生を予測することは困難であった。1970年代にF100エンジンファンの失速フラッターに関する検討を行ったJeffersらは、当時失速点付近の剥離を含む流れ場に使用できる流体力モデルが存在せず、予測が困難なことを指摘している⁽³⁾。

近年のフラッター解析における流体力モデルの多くは数値流体力学 (CFD) に基づいている。これまでCFDによる検討によって、詳細な流れ場を考慮し翼振動への影響を分析する⁽⁴⁾⁻⁽⁶⁾などのみならず、ファンダクトが翼振動への影響因子であることが発見される⁽⁶⁾⁻⁽⁷⁾など、振動現象の理解と、それに基づく予測モデルの構築に関する

原稿受付 2015年12月25日

校閲完了 2016年6月30日

*1 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙専攻
日本学術振興会 特別研究員PD
〒113-8656 文京区本郷7-3-1

*2 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙専攻

*3 IHI

重要な知見が得られてきた。

本報では、前報で構築・検証した解析手法を用いて、リグ試験で経験された失速点付近で生じるフラッターの再現を試みる。得られたフラッター境界および流れ場の評価を通じて、フラッター発生状況の特徴とそこから導かれた予測精度向上の指針、ならびに本研究のアプローチで空力弾性モードが適切に求められる条件を議論する。

2. 翼列フラッターの解析手法

2.1 振動系の記述と空力弾性モードの同定

本研究のフラッター解析手法は、システム同定に基づき、翼の振動方程式中の自励空気を翼振動の時間履歴を用いて直接モデル化し、流体と構造が連成した状態における振動モードである「空力弾性モード」を求める。得られる翼振動のパラメータは、空力弾性モードの振動数、減衰率、モード形状である。本手法は以下の2つの手続きからなる。

(1) 流体構造連成解析を実行すると、計算で取り込んだ全ての翼（翼枚数 N_b ）の全ての構造振動モード（モード数 N_f ）に対して翼振動の変位、速度、加速度の時間履歴が求まる。そのため、十分な数のサンプル数を用いれば、翼列全体の運動方程式

$$\begin{bmatrix} \ddot{q}_1 \\ \vdots \\ \ddot{q}_{N_b} \end{bmatrix} + \text{diag}(A) \begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \vdots \\ \dot{q}_{N_b} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} q_1 \\ \vdots \\ q_{N_b} \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \vdots \\ \dot{q}_{N_b} \end{bmatrix} \quad (1)$$

における未知項である自励空気力係数行列を連成解析結果に基づき同定できる。Eq. (1) で、 q_i は各翼の構造振動モード変位ベクトル、 A は構造振動モード剛性行列で対角行列である。また、 A , B は翼の運動に対し線形に表現した自励空気力の係数行列で非対称密行列であり、最小二乗法によって同定される。

(2) 自励空気力行列 A , B を用い、 λ を固有値、 ψ を固有ベクトルとして、運動方程式の固有値問題が

$$\lambda \begin{bmatrix} \psi \\ \lambda \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} O & I \\ -\text{diag}(A) + A & B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi \\ \lambda \psi \end{bmatrix} \quad (2)$$

と書ける。固有値問題Eq. (2) を解き、空気力と翼振動が連成した振動モードを求める。すると、翼列全体の振動方程式に対する固有値分布と振動モード形状が総自由度の数だけ得られる。固有値は振動に関する時間の情報を含んでおり、実部、虚部はそれぞれ空力弾性モードの減衰率 μ_{AE} 、振動数 f_{AE} と以下のように対応する。

$$\mu_{AE} = -\text{Re}(\lambda), f_{AE} = |\text{Im}(\lambda)|/2\pi \quad (3)$$

また、モード形状からは翼列周方向のモード形状である翼間位相差や、どの構造振動モードが支配的な空力弾性モードかといった情報が得られる。

同定誤差は、翼振動のシグナルと同定結果間に生じる残差に基づき、各固有値の誤差を統計的に求め評価した。

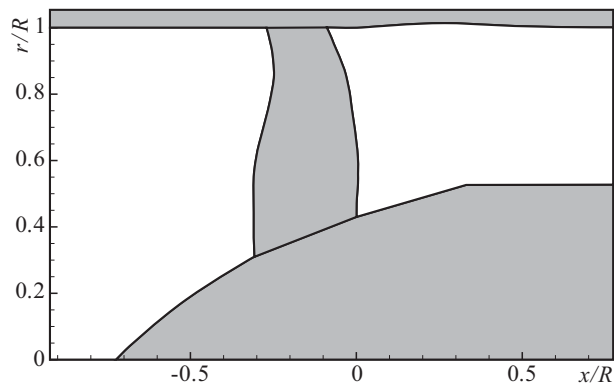


Fig. 2 Meridional view of the CEFS1 fan

Table 1 Specifications of CEFS1 fan

Number of blades	18
Aspect ratio	1.6
Relative Mach number at tip	1.4
Blade material	Ti-6Al-4V
Range of flutter region and structural modeshape	80%N, 82.5%N (1F mode)

自励空気力行列の同定過程、および同定誤差の評価法については前報⁽¹⁾を参照されたい。

2.2 フラッター境界の決定方式

前項の手法を用いて様々な作動点で求められた空力弾性モードに基づいて、ファン特性マップ上におけるフラッター発生点（以下、フラッター境界）が求められる。ある2つの作動点A, Bの間で、それぞれの点におけるモード減衰率の最小値が $(\mu_{AE})_A > 0$ （正減衰: 安定）、 $(\mu_{AE})_B < 0$ （負減衰: 不安定）であったとする。このとき、最低の減衰率が0となる空力弾性モードが存在する作動点はA点, B点の間にあると考えられる。したがって、フラッター境界上の作動点における圧力比 π_F 、流量 m_F をA点, B点における減衰率に基づいた内挿係数 s を用い、流量 m_A , m_B 、圧力比 π_A , π_B から

$$s = (\mu_{AE})_A / [(\mu_{AE})_A - (\mu_{AE})_B] \quad (4)$$

$$\pi_F = (1 - s)\pi_A + s\pi_B \quad (5)$$

$$m_F = (1 - s)m_A + sm_B \quad (6)$$

と、線形補間して求める。

3. 解析対象

3.1 CEFS1 ファン

本報における解析対象はIHI社において高効率・高比流量を実現すべく研究開発されたCEFS1ファン⁽⁸⁾である。子午断面流路を図2に、仕様を表1に示す。ファンは18枚の翼をもち、64チタンのブリスケットで作成されている。また、CEFS1はリグ試験において設計回転数比80%N, 82.5%N（Nは回転数を表す）の失速側作動点で、動翼一次たわみモードのフラッターが発生した。

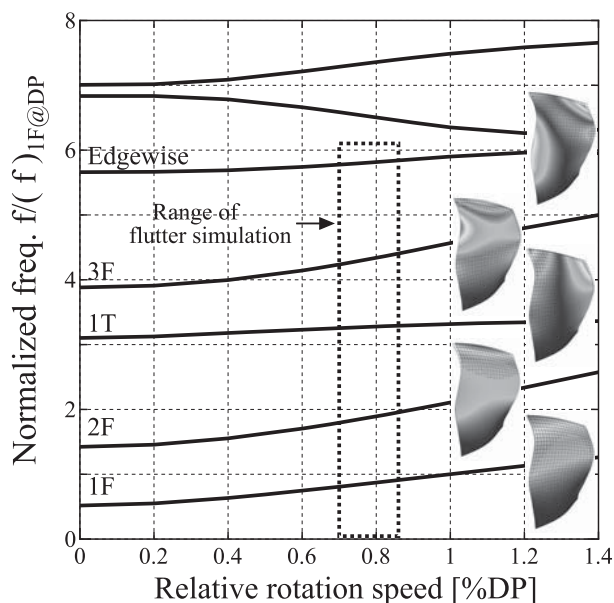


Fig. 3 Campbell diagram of CEFSI and the range of flutter simulation

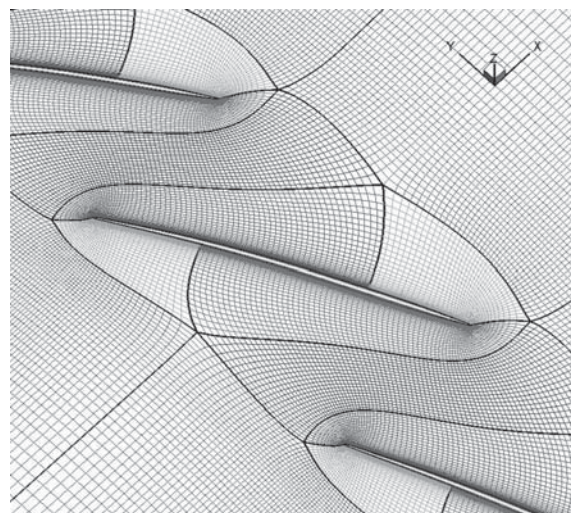
3.2 翼構造のモデル化と構造解析

フラッター解析に用いる翼形状および構造振動モードをTotal-Lagrange法による非線形有限要素解析⁽⁹⁾により求めた。なお、ディスクは十分剛であるとし、翼根の全自由度を固定し翼部のみの計算を実施した。図3に得られたキャンベル線図と低次5モードのモード形状を示す。フラッター解析の対象とする回転数域は70%Nから85%Nの範囲で、特性マップ上の高流量側からサージ線間の範囲を網羅的に2.5%N刻みで行う。フラッター解析には図に示した低次5モードを取り込む。なお、解析対象範囲ではモードの縮退は見られず、翼のモード形状に大きな変化はない。

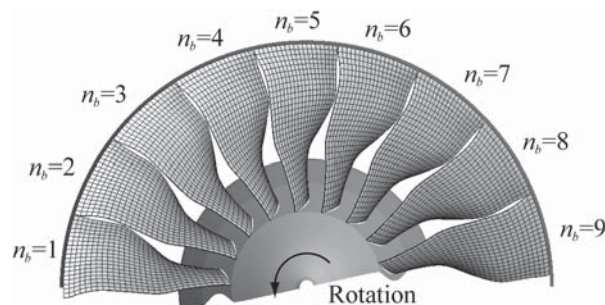
3.3 流体構造連成解析

全ての解析は自作の流体構造連成解析コードにより行われた。本コードは、マルチブロック有限体積法による圧縮性流体解析と、翼の微小振動の運動方程式を組み合わせたものである。流体の解法は翼振動を模擬するためArbitrary Lagrangian-Eulerian型の支配方程式を使用し、有限体積的な移動格子法を導入した。非粘性流束と粘性流束はそれぞれSHUS⁽¹⁰⁾と二次精度中心差分により評価した。乱流モデルには、一方程式型のSpalart-Allmarasモデル⁽¹¹⁾を基本に、 f_{2} 項を0とし全域乱流として用いた。時間進行法として、定常流れ解析ではEuler陰解法による局所時間刻み法を、翼振動解析では陰的な二次精度三点後退差分法を3回の内部反復と組み合わせて用いた。陰解法は圧力、速度、温度の基本変数に対して構築し⁽¹²⁾、Red-Black Gauss-Seidel法により線形反復の圧力残差が初期の1/10になるまで反復した。

翼振動の解析は各構造振動モードの運動方程式を解き変位を重ねあわせるモード合成法を用いた。計算されたFEMモデル上の変位は移動最小二乗法によって流体格



(a) Passage view (CFD)



(b) Half-annulus domain for the flutter analysis (FEM)

Fig. 4 CFD grid and FEM model

子表面にマッピングされる。一方FEMモデル節点上の空気力は、仮想仕事原理に基づき、仕事保存型のマッピング手法で算出した。

3.4 解析格子と境界条件

本解析の範囲は回転数に15%Nの幅があることから、80%Nの翼形状で格子を作成し、有限要素法による格子モーフィングを用いて、回転数別にそこでの翼形状を反映した格子を生成した。図4(a)に用いた格子を示す。格子点数は翼弦、ピッチ、半径方向にそれぞれ120, 108, 120セルを配置し、1流路当たりおよそ230万点である。翼端間隙内は23セルで模擬されている。なお、入口・出口境界はそれぞれ、翼端部で前縁、後縁から軸コード長の3.5, 4.75倍を確保した。

定常流れ解析においては、単流路のみを解析領域にとった。また翼振動解析では、図4(b)に示すようにファン半周を取り込んだ。このとき、偶数の節直径 (ND = 0, ±2, ±4, ±6, ±8) が空力弾性モードに現れる。

境界条件として、ファン入口では軸方向流入とし全温・全圧を固定した。出口では単純半径平衡より静圧分布を求めた。固体壁面上では断熱・粘着条件を与えた。また、翼振動解析の際は、入口・出口にGilesの準一次元無反射境界条件⁽¹³⁾を用いた。

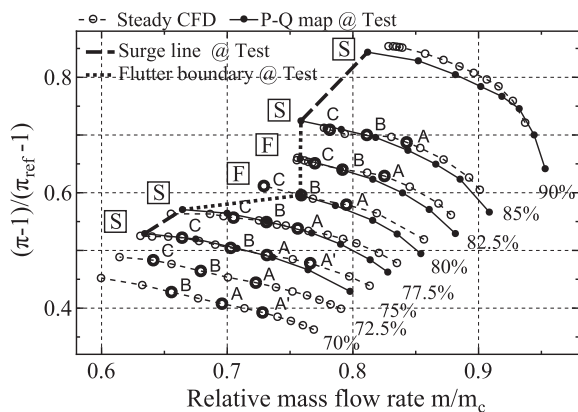


Fig. 5 Characteristic map of CEFS1 fan

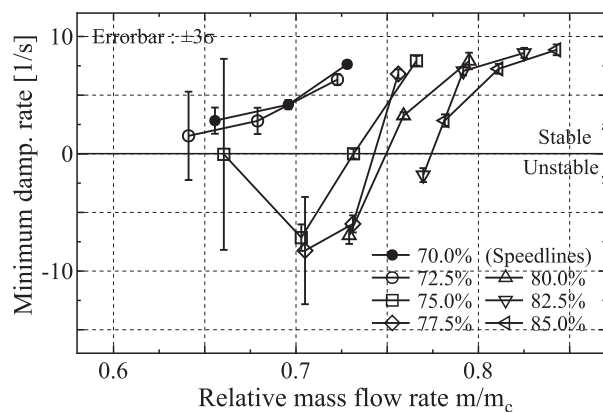


Fig. 6 Relationships of mass flow rate and minimum aeroelastic damping rate on each speed line

Table 2 R^2 values of least-square identification on each operating points

OP/Speedline	70.0%N	72.5%N	75.0%N	77.5%N	80.0%N	82.5%N	85.0%N
A'	0.998	-	0.998	-	-	-	-
A	0.996	0.994	0.993 (F)	0.998	0.998	0.998	0.998
B	0.975	0.974	0.973 (F)	0.995 (F)	0.998	0.998	0.998
C	-	0.869 (†)	0.720 (†)	0.972 (F)	0.998 (F)	0.998 (F)	0.998

(F): operating points where negative damping mode was detected,

(†): operating points where the stability of blade vibration could not be distinguished due to large uncertainty, dashed line: flutter boundary, dotted line: inception of accuracy deterioration in the modal identification.

4. ファン特性マップとフラッター境界

4.1 各回転数における定常流れ解析結果

フラッター解析に用いる定常流れ場を得るため、単流路の定常流れ解析を行った。図5に得られたファン特性マップのリグ試験結果との比較を示す。解析ではどの回転数でも高流量側で圧力比が大きめに算出されたが、回転数変化・流量変化に対する感度が適切に捉えられており、定性的には妥当な結果が得られたと判断した。フラッター解析は太線丸で示した22点に対して行い、これらの点は図5中に示すように、各回転数で高流量側から低流量側に向かってA', A, B, Cと呼ぶことにする。

4.2 各回転数における空力弾性モードの同定精度

各作動点で同定された空力弾性モードについて、まず同定精度がフラッター境界を求めるために十分である範囲について議論する。表2に、各作動点において同定時に得られた決定係数 R^2 値を示す。表中 (F) は負減衰のモードが存在しフラッターが生じる作動点、(†) は同定結果の不確かさが大きく安定性の判定が困難であった作動点である。フラッター境界前後では $R^2 > 0.97$ であり十分大きいので、空力弾性モードの同定結果は適切であるといえる。しかし、低回転数側の72.5%N, 75%N C点では他の作動点に比べ R^2 の著しい低下が生じており、同定結果は十分な精度を有さないことが示唆される。各作動点で得られた空力弾性モードから最小減衰率を抽出し、各回転数についてファン流量を横軸に、減衰率を縦軸にプロットし図6に示す。誤差棒は統計的な同定誤差解析より得られた減衰率推定値の99%信頼区間で、同

定された減衰率の不確かさを示す。誤差は特に77.5%N以下の低流量側で大きく、著しい R^2 値の低下がある作動点と対応している。しかし、フラッター境界の零減衰点は誤差棒の小さい領域に位置しているため、精度よく求まっていることが高い R^2 値と併せて確認できる。

4.3 フラッター境界

図6の流量-減衰率の関係より、連成解析では75%Nから82.5%Nに零減衰点や負減衰点となる作動点が存在し、フラッターが生じている。これらの回転数では、零減衰付近で流量を絞った際に減衰率が急激に落ち込んでいる。しかし、72.5%N以下ではフラッターは生じず、流量を絞った際も減衰率の低下は緩和される傾向にあり、75%N以上で見られる急激な変化は見られない。このように、特定の回転数域における低流量側作動点での減衰率の急激な落ち込みが本対象におけるフラッター境界近傍の変化の特徴であるといえる。

フラッター境界の作動点を求め、マップ上に図示しリグ試験結果と比較したものを図7に示す。リグ試験結果で生じた80%N, 82.5%Nのフラッター境界は連成解析でも定性的に再現されている。なお、青塚らによる非連成の解析結果^[4]でも同様の結果が得られていることから、この対象では連成解析を用いても得られるフラッター境界は大きく変化しないと考えられる。しかし、試験ではフラッターが起らないはずの低回転数側の75%Nから77.5%Nでもフラッターが生じ、数値解析結果は部分的に試験結果から逸脱する結果となった。

以上の結果における疑問点は次のようにまとめられる。

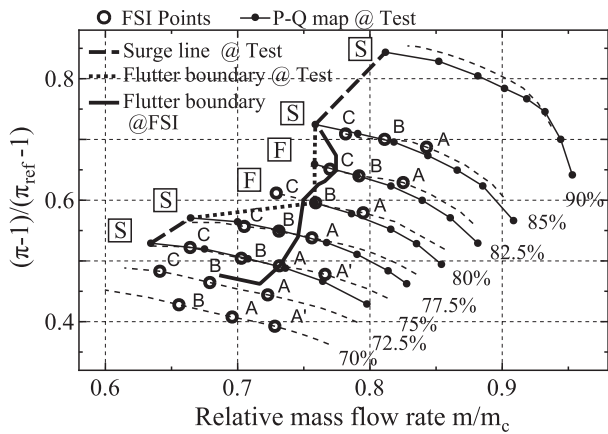


Fig. 7 Characteristic map of CEFSI and obtained flutter boundary by rig testing and FSI simulations

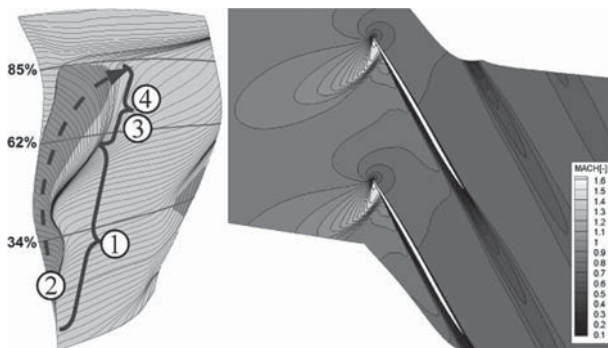
(1)低回転数側におけるフラッター境界の差異

(2)低回転数失速側作動点での著しい同定精度悪化

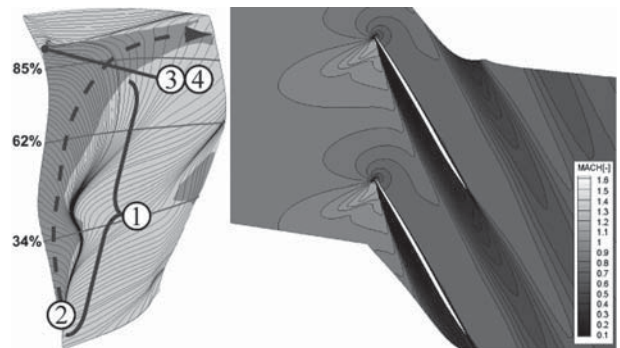
以下の章では、これらについてフラッターの発生状況に対する分析を交えながら、原因と考えられる事項について議論したい。

5. フラッター境界近傍の流れ場

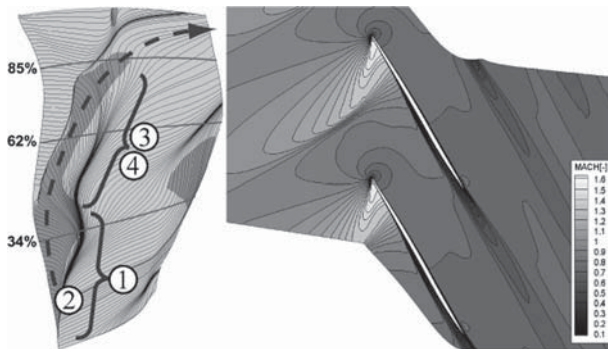
まず、フラッターが起こる流れ場と起こらない流れ場の間にどのような共通点・相違点が見られるかを調べた。図8に、代表的な回転数として、試験でも解析でもフラッターの発生しない72.5%N（作動点A, B）、85%N（作動点B, C）と、フラッターが発生する80%N（作動点B, C）におけるフラッター境界付近の翼負圧面上限界流線と85%翼高さ位置の相対マッハ数場を可視化して示す。



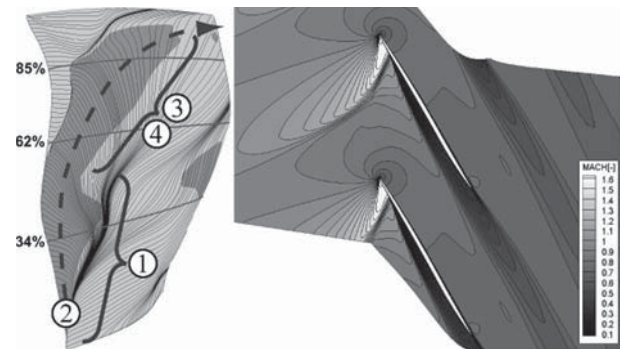
(a)72.5% speed line, point A (out of flutter)



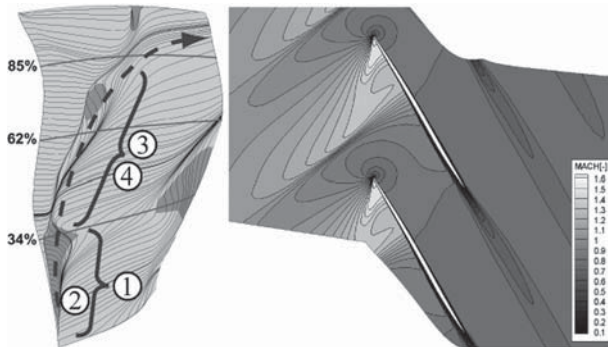
(b)72.5% speed line, point B (out of flutter)



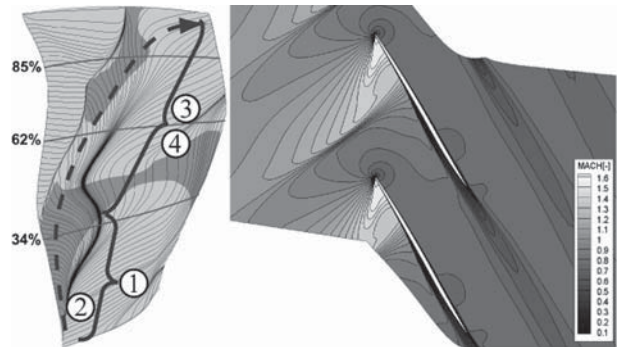
(c)80.0% speed line, point B (out of flutter)



(d)80.0% speed line, point C (in-flutter)



(e)85.0% speed line, point B (out of flutter)



(f)85.0% speed line, point C (out of flutter)

Fig. 8 Limiting streamline on the suction surface and relative Mach number field on the 85% span height. Shaded area shows axially-reversed area on the blade surface.

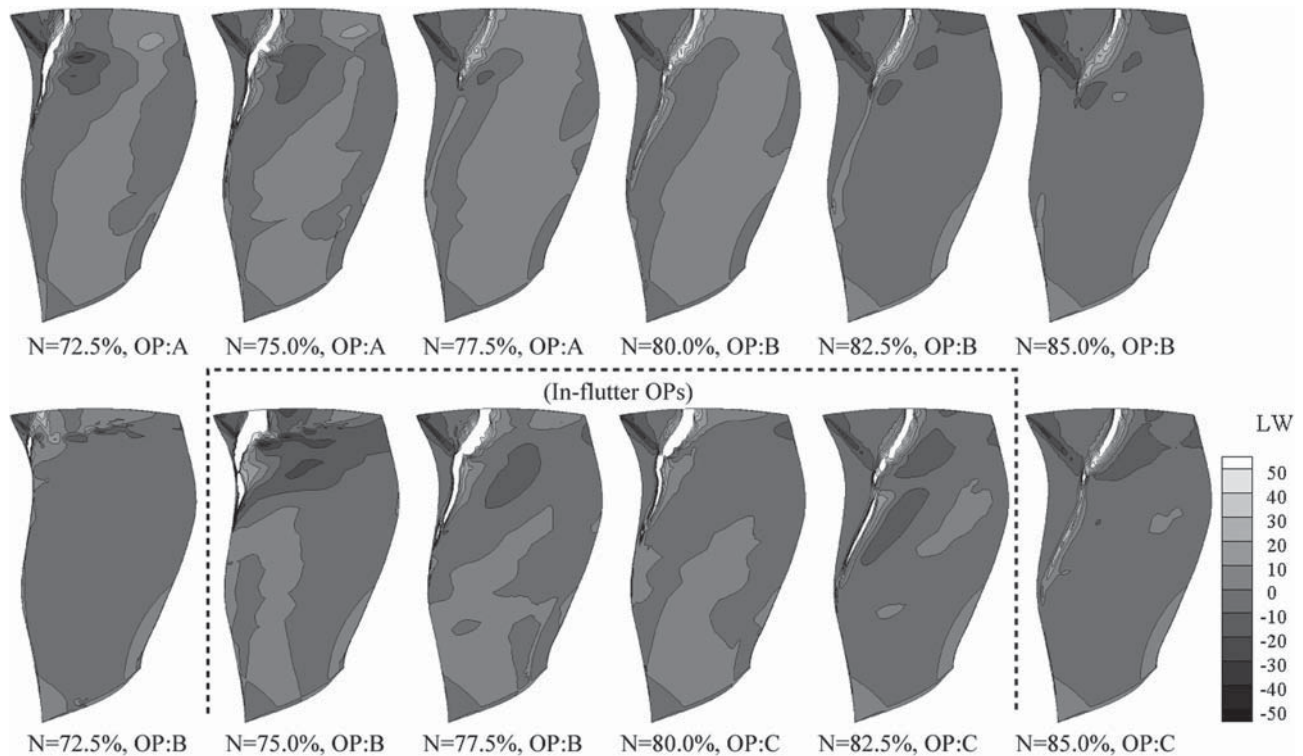


Fig. 9 Comparison of local aerodynamic work distribution on the suction side of the blade across the flutter boundary

翼面上の影付き部は軸方向の逆流域を示している。

まず、これら4つの作動点で共通する流れ現象を列挙すると、①：翼根からMidspanにかけて生じる前縁剥離、②：①の前縁剥離により生じた逆流域・低運動量流体に生じる半径方向二次流れ、③：Midspanから翼端にかけて存在する前縁付近の離脱衝撃波、④：②の低速領域と③の離脱衝撃波との干渉、とまとめられる。

しかし、①から④の挙動は回転数によって異なっている。フラッターが生じない72.5%Nでは、作動点AからBの変化で前縁剥離が90%翼高さほどまでせり上がり、A点で前縁付近に位置していた離脱衝撃波は消失する。

一方、フラッターが生じる80%Nでは、作動点BからCの変化で衝撃波は前縁側に移動するが、依然として前縁付近に位置している。また、壁面上では、低スパン位置から移流してきた低運動量流体との干渉②により衝撃波下流に大きな剥離領域が生じていると同時に、衝撃波の足元が前縁側に強く押し出されている。

回転数を上げ85%Nになると、最も失速側に位置する作動点Cでも35%翼高さ以上の前縁は付着流になっている。加えて、前縁剥離下流の二次流れと離脱衝撃波の干渉は低回転数側に比べ小さく、翼間マッハ数分布にも80%Nのような衝撃波の剥離域による前進は見られない。

以上のように、フラッター境界付近の流れ場は、回転数変化に敏感な遷音速流れ場において、異なる翼高さ位置における流れ現象が壁面付近で相互干渉することで衝撃波位置やその足元の剥離部の大きさが決まっていることが推察される。

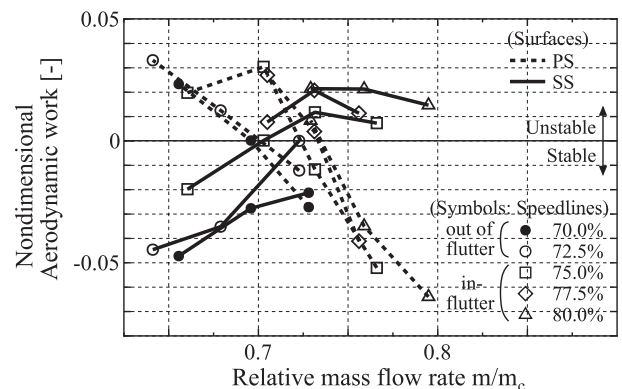


Fig. 10 Summation of aerodynamic work on the suction and pressure sides

6. フラッターに寄与する翼励振力と流れ場の関連

衝撃波のフラッターに対する役割を理解するために、連成解析の結果から空力弾性モードに対応する変動圧力を再構築し、Eq. (7) のように翼振動1周期の平均から翼面上の局所的な空力仕事分布LWを求めた。なお、空力仕事が正の部分は励振力、負の部分は減衰力としての自励空力の作用を意味する。

$$LW = \frac{1}{T} \int_t^{t+T} -p\mathbf{n} \cdot \mathbf{v} dt \quad (7)$$

図9に各回転数におけるフラッター境界前後での負圧面上の空力仕事分布を示す。負圧面上の離脱衝撃波足元はどの回転数でも強い励振力として作用している。また、前縁剥離部分は直接的には励振力に寄与していない。

フラッターが生じない72.5%Nでは作動点AからBの

間における衝撃波の消失と同時に励振力も消失している。一方で、数値解析でフラッターが生じた75%Nから82.5%Nまでは、流量を絞っても衝撃波が翼面上に位置し励振力も失われていない。よって、低回転数側のフラッター境界を決定づける流動現象は、「離脱衝撃波が前縁剥離に切り替わり消失すること」とであるといえる。

離脱衝撃波の状態と空力仕事変化をより明瞭に対応づけるために、図10に負圧面・正圧面それぞれの空力仕事積分値を流量と共に示す。正圧面ではどの回転数でも流量に対し空力仕事が増加する。一方負圧面で空力仕事が流量に対し減少している部分は、衝撃波の入射域が小さくなることに対応している。また、回転数を増加させると負圧面の曲線が全体的に不安定側にシフトしていくのは、衝撃波の強さが増し励振力の寄与が大きくなったためだと考えられる。

以上より、試験と解析の間のフラッター境界の差異は、翼高さ方向に前縁剥離と離脱衝撃波が切り替わる前縁付近の流れ場、特に励振力として作用する衝撃波足元に関し、CFDと実際の流れ場との間で生じる差異に由来するものと推察される。

7. 離脱衝撃波の不安定性と乱流モデルの影響

今回の連成解析で用いたSAモデルには元来、乱流遷移点を操作するための「トリップ項」が含まれており、壁面付近の生成項・消散項を修正しコントロールする f_{t2} という制御関数がある。壁面を「全域乱流」として取り扱うには、 $f_{t2}=0$ とすればよいが、 f_{t2} 項を有効にすると「全域乱流」としても前縁付近にごく短い層流領域 ($Re_x \sim 1 \times 10^5$ 程度) が生じる⁽¹⁵⁾。以下では、

・ $f_{t2}=0$ とした全域乱流のモデル (Without f_{t2})

・ f_{t2} 項を含めたモデル (遷移点の指定なし, With f_{t2}) の2つのモデルを用い、フラッター境界の差異が見られた75%N作動点Aで生じる流れ場について述べる。

Without f_{t2} では全ての作動点で定常解が安定に求まっていたが、With f_{t2} では75%N点Aで衝撃波足元が振動し始めたため、時間二次精度のTime accurateな解析を行った。このとき翼は固定させていたため、生じている非定常流れは純粋に流れ起因のものであるといえる。

図11に、この解析で得られた衝撃波の振動の様子を示す。図11(a)は翼負圧面の圧力のRMS値であり、翼高さ60%～85%で最大入口全圧10%の非常に強い変動が生じている。最も強い変動が見られた75%翼高さの前縁付近 ($x/c=3.3\%$, 4.6% , 7.3%) における圧力変動の時間履歴を図11(b)に示す。横軸は振動周期 $T_b = 450\text{Hz}$ で規格化している。圧力波形は平坦な圧力の低い部分と、スパイク状の間欠的な圧力上昇で特徴づけられ、それぞれサンプル点が超音速・亜音速である時間に対応している。類似の圧力波形はLepicovskyらによるNASAの翼列風洞における高インシデンス状態の翼列試験⁽¹⁶⁾にて確認されており、数値的のみならず実際の流れ場でも生じうる現象であるといえる。図11(c)は1サイクル中の衝撃波振動を前縁付近の相対マッハ数分布で示しており、剥離領域と衝撃波位置が自動的に振動する遷音速バフェットが発生していると考えられる。

遷音速バフェットは前縁近傍の時間平均流れ場に対して多大な影響を与える。図12に、75%翼高さの C_p 分布と前縁付近のマッハ数分布を示す。Without f_{t2} のモデルでは衝撃波による不連続な圧力上昇が明瞭に認められるのに対し、With f_{t2} では衝撃波が消失したような分布になる。2モデル間のマッハ数分布を比較すると、

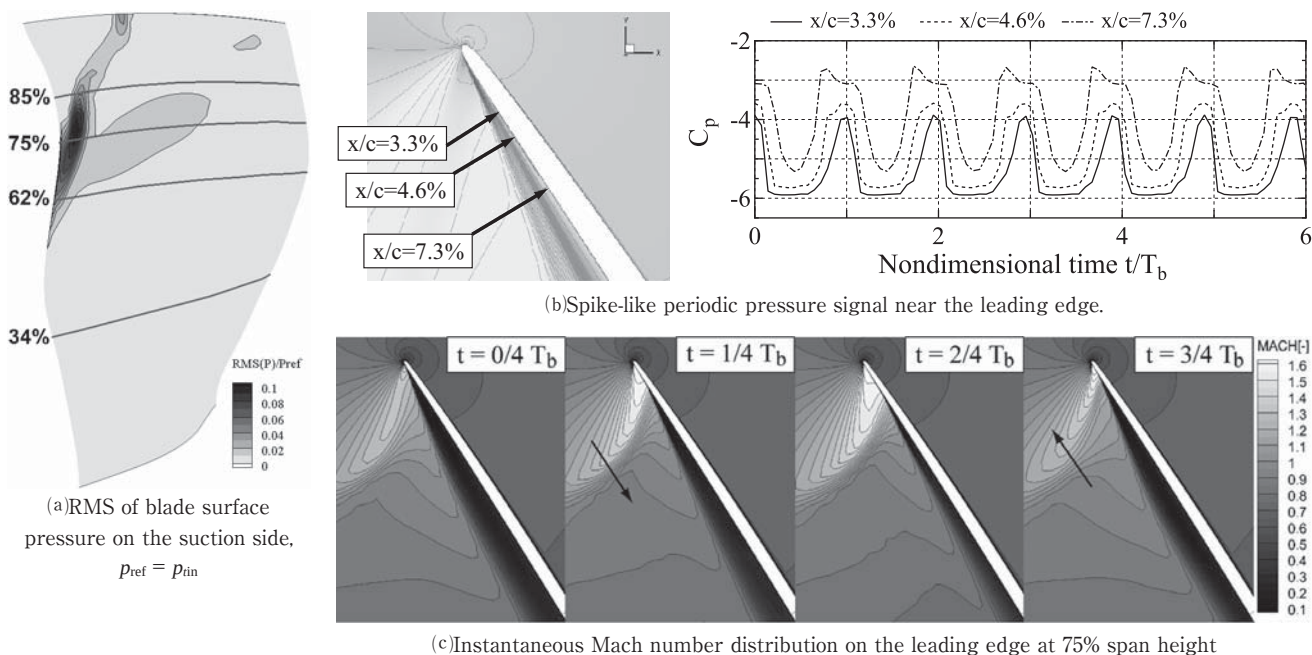


Fig. 11 Unsteadiness of the detached shock obtained by a time-accurate CFD simulation at the operating point A on the 75.0% speed line with SA turbulence model including f_{t2} term

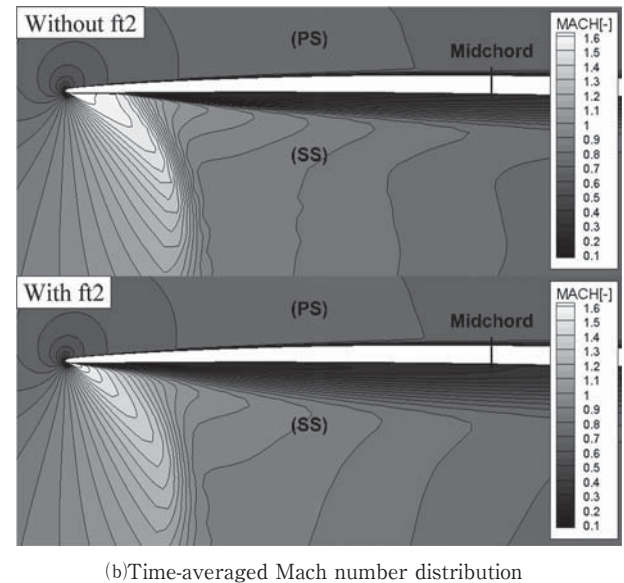
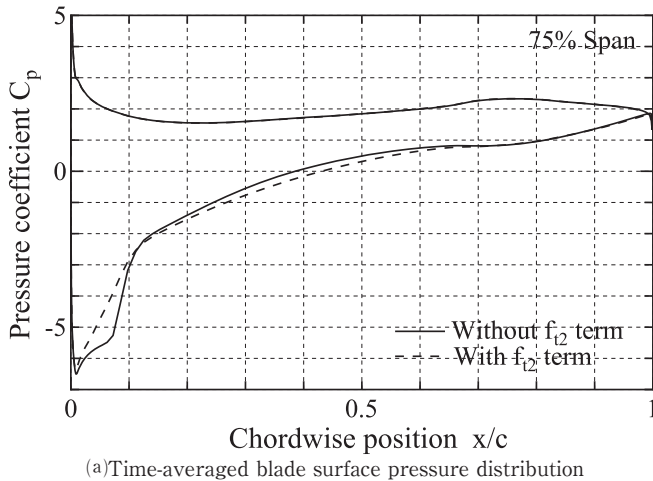


Fig. 12 Effect on the unsteady shock motion on the time-averaged flowfield at 75% span height

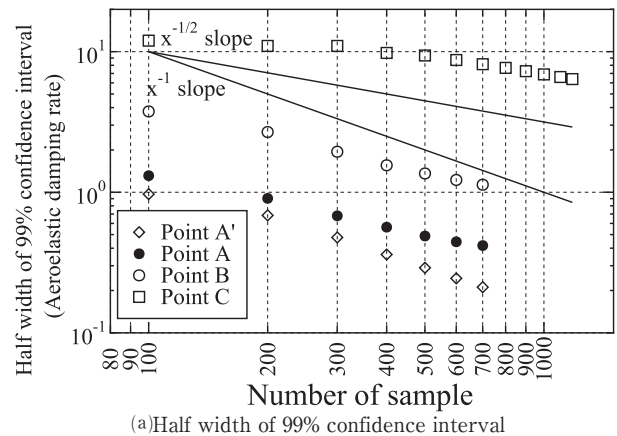
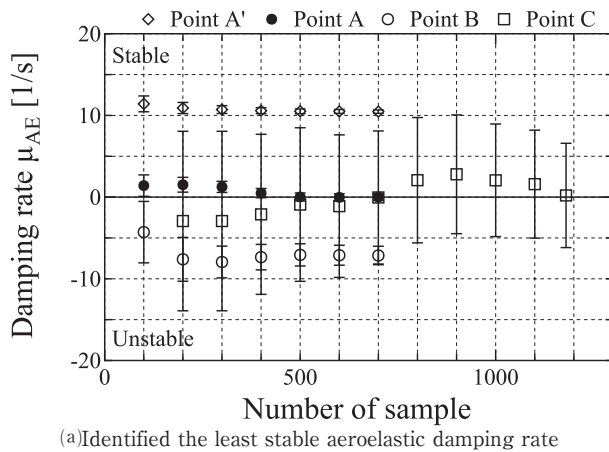


Fig. 13 Convergence history of aeroelastic damping rate at the operating points on the 75.0% speed line

Without ft2 では翼面に直接衝撃波が入射しているのに対し, With ft2 では剥離点が上流に移動し, マッハ数分布も空間的に拡散している。

低回転数側におけるフラッター境界の差異の原因として, 「試験環境では遷音速バフェットの発生に起因して衝撃波が時間平均流れ場から消失し, 離脱衝撃波足元における励振力も同時に消失し, フラッターが抑制されている」可能性がある。しかし, 本章のように乱流モデルのたった1つの項の有無でも発現する流れ現象が変わってしまうように, 本対象のバフェットには非常に大きなモデル依存性がある。したがって, フラッターを正しく予測するためには実際に発現している流れ現象をより詳しく知ったうえで, その特徴を反映したCFD並びに翼振動解析が今後必要になってくると考えられる。

8. CFDで生じる流れ場の非定常性と空力弾性モード同定の適用限界について

最後に, 72.5N, 75%N作動点Cにおける著しい空力

弾性モード同定精度の悪化について取り上げ, 空力弾性モード同定の適用限界について議論する。図13(a)には, 75%Nの解析でモード同定に用いた翼振動履歴のサンプル数に対する同定結果の減衰率の依存性を示しており, エラーバーは99%信頼区間である。本研究では1F振動1周期中におよそ100サンプルを行っている。作動点A'からBまではサンプル数を増やしていくと同定結果の変化は小さくなっていくが, 作動点Cでは誤差棒が非常に大きくまた平均値も落ち着かない。

図13(b)には誤差棒の半幅をサンプル数に対してプロットしている。最小二乗同定を用いているためどの作動点でも誤差棒はおおよそサンプル数の1/2乗に反比例している。しかし, C点では初期値として非常に大きく, 他の作動点と同程度 ($1[1/s]$) まで不確かさを落とすためには1Fモード500周期に対応するおよそ50000Sampleが必要となる。

この高い不確かさはCFDで発現している流れ場に直接起因している。図14(a)に, 75%N作動点Cの95%翼高

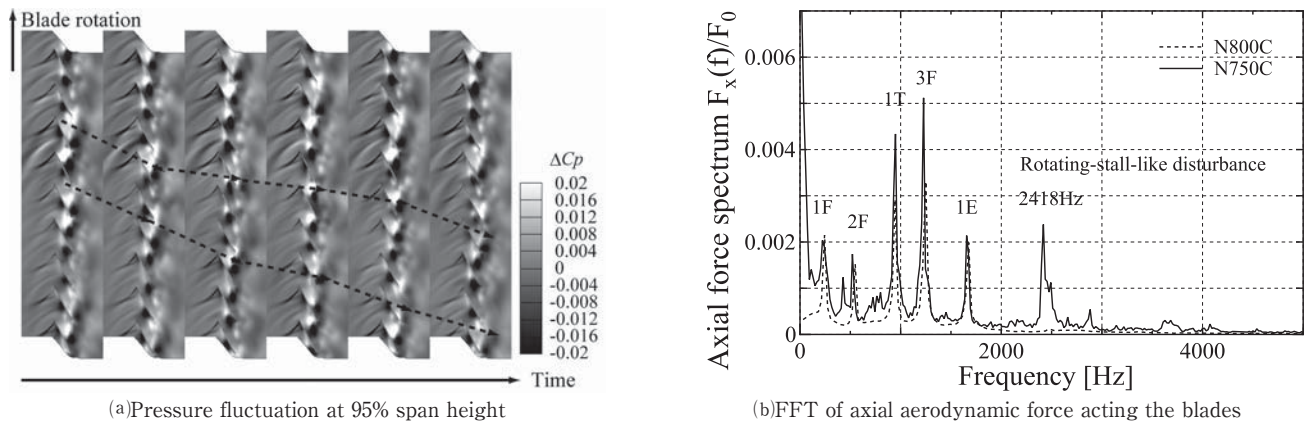


Fig. 14 Unsteady flow observed at point C on the 75.0% speed line

さ位置における変動圧力を示す。図中異なる時間のものが水平方向に並べられ、点線は低圧部分の移動を示す補助線である。この作動点では、Time-accurateな解析を行うと低圧部分が2～6流路にわたりクラスタリングし、大きさを変えながら動翼回転方向と逆に旋回（動翼相対系で見ると）するといったような、旋回失速様の非定常性が生じる流れ場になっている。

図14(b)に、翼に作用している軸方向空気力を周波数解析し全翼の平均をとったものを、同定精度に問題のない80%N作動点Cと精度悪化のある75%N作動点Cで比較して示す。80%N作動点Cではスペクトルに翼構造振動モードに対応するピークのみが確認でき、CFDにおいて自励空気力成分のみが発現していることがわかる。一方で75%N作動点Cでは自励空気力成分の他に、旋回失速様の成分が高周波数側に確認できる。また、1F～1Tモード振動数部分でも翼振動数以外の部分で増加している。翼振動数成分以外の変動成分は主に流れの不安定に起因して自発的に生じ、翼振動とは無関係である成分であると考えられる。

このように、自励空気力に加えそれに無関係な成分が重畳すると、自励空気力に無関係な成分は自励空気力を同定する際にノイズとなるため、統計的な観点からは、このノイズの影響が十分小さくなるようなサンプル数を取らねばならない。しかし、前述のように不確かさ1[1/s]まで減らすためには1Fモード500周期の解析が必要である。本研究では1作動点に対し高々10周期程度しか計算できていないため、この時間スケールを扱うのは計算時間の観点からは不可能に近い。したがって、本研究でとったアプローチである「空力弾性モードの同定」が使用できる条件に関し、

- ・旋回失速のように流れ場が自発的に変動する場合には、同定の不確かさを統計的に減らせないため使えない。
 - ・流れ場が自発的に変動しない安定な流れ場のもとでは、フラッター境界の決定に差し支えない不確かさで減衰率が求まる。
- とまとめることができる。

9. 結言

流体構造連成解析とモード同定法を組み合わせたフラッター解析手法によって、遷音速ファンのリグ試験において部分回転数失速点近傍で経験されたフラッターの発生領域の再現を試みた。解析結果のフラッター境界は部分的に試験結果を再現したが、低回転数側で試験結果との差異が生じた。流れ場と翼面上空力仕事を詳細に観察しフラッター発生状況を整理した後、低回転数側の差異の原因となる流れ現象とモード同定の適用できる条件について議論した。得られた知見は以下である。

- (1)フラッター境界近傍では、前縁剥離、剥離による低速流の二次流れ、前縁付近の離脱衝撃波が干渉しあう複雑な流れ場が見られる。フラッターが生じない回転数では低流量側作動点で離脱衝撃波が消失するが、フラッターが生じる回転数では衝撃波足元が翼面上にある。
- (2)翼負圧面の前縁付近に位置する離脱衝撃波の足元は励振力への寄与が大きいことから、回転数を下げた際、低流量側の作動点において離脱衝撃波が前縁剥離に切り替わり消失するタイミングが、低回転数側のフラッター境界を決定づけている。
- (3)低回転数側におけるフラッター境界の差異の原因として、75%翼高さ付近で遷音速バフエットが生じ、時間平均流れ場から衝撃波が見かけ上消失し、衝撃波足元の励振効果が失われている可能性がある。なお、数値解析においてはバフエットの有無は乱流モデル依存性が非常に大きい。
- (4)空力弾性モードはCFD中で流れ場が安定に求まる場合にのみ精度良く求まる。自励空気力以外の変動空気力成分が生じる不安定な流れのもとでは使えない。

謝辞

本研究は、JSPS科研費14J10312、および、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基本計画による「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からの助成により実施した。ここに記して謝意を表する。

参考文献

- (1) 立石敦, 渡辺紀徳, 姫野武洋, “流体構造連成とシステム同定による複合モード翼列フラッター解析手法”, 日本ガスタービン学会誌, 掲載予定
- (2) Platzer, M. F. and Carta, F. O. E., “AGARD Manual on Aeroelasticity in Axial-Flow Turbomachines Volume 1: Unsteady Turbomachinery Aerodynamics”, AGARDograph No. 298, Vol. 1, (1988)
- (3) Jeffers, J. D. and Meece, C. E., “F100 Fan Stall Flutter Problem Review and Solution”, Journal of Aircraft, Vol. 12, No. 4, (1975), pp.350-357
- (4) Isomura, K. and Giles, M. B., “A Numerical Study of Flutter in a Transonic Fan”, Journal of Turbomachinery, No. 120 (3), (1998), pp.500-507
- (5) Shibata, T. and Kaji, S. “Role of Shock Structures in Transonic Fan Rotor Flutter”. Proceedings of the 8th International Symposium of Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachinery, (1998), pp. 773-747
- (6) Vahdati, M. and Cumpsty, N. A., “The Mechanism of Aeroelastic Instability in Transonic Fans”, Proceedings of the 13th international symposium on unsteady aerodynamics, aeroacoustics and aeroelasticity of turbomachines ISUAAAT13, (2012), ISUAAAT13-I-5
- (7) Vahdati, M., Smith, N. H. S., and Zhao, F., “Influence of Intake on Fan Blade Flutter”, Journal of Turbomachinery, No. 137 (8), (2015), 081002
- (8) Murooka, T., Goto, S., Mizuta, I., and Kodama, H., “New Concept Design and Development of an Advanced Transonic Fan Rotor”, IGTC2007 Tokyo, (2007), TS-053
- (9) 久田俊明, 野口裕久, “非線形有限要素法の基礎と応用”, (1996), 丸善
- (10) Shima, E. and Jounouchi, T., “Role of Computational Fluid Dynamics in Aeronautical Engineering (No.12) - Formulation and Verification of Uni-Particle Upwind Schemes for the Euler Equations”. Proceedings of the 12th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics, NAL-SP 27, (1994), pp.255-260
- (11) Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows”, Recherche Aerospatiale, No. 1, (1994), pp. 5-21
- (12) 嶋英志, “圧縮性CFDによる低マッハ数流れ計算のための新しい陰的時間積分法”, 第25回数値流体力学シンポジウム講演論文集, (2011), C02-4
- (13) Giles, M. B., “Nonreflecting Boundary Conditions for Euler Equation Calculations”, AIAA Journal Vol. 28, No. 12, (1990), pp. 2050-2058
- (14) Aotsuka, M. and Murooka, T., “Numerical Analysis of Fan Transonic Stall Flutter”, ASME Paper GT2014-26703, (2014)
- (15) Rumsey, C. L., “Apparent Transition Behavior of Widely-used Turbulence Models”, International Journal of Heat and Fluid flow, Vol. 28, (2007), pp. 1460-1471
- (16) Lepicovsky, J., McFarland, E. R., Chima, R. V., Capece, V. R., and Hayden, J., “Intermittent Flow Regimes in a Transonic Fan Airfoil Cascade”, NASA TM-2002-211375, (2002)