

遷音速ファンのフラッター境界予測における ミスチューニング効果の統計的感度解析

Statistical Sensitivity Study of Mistuning Effect on Transonic Fan Flutter

立石 敦*¹
TATEISHI Atsushi

渡辺 紀徳*¹
WATANABE Toshinori

姫野 武洋*¹
HIMENO Takehiro

青塚 瑞穂*²
AOTSUKA Mizuho

室岡 武*²
MUROOKA Takeshi

ABSTRACT

This paper presents a detailed investigation of the effect of mistuning on transonic fan flutter, which is conducted as part of comprehensive efforts to find reasons for the mismatch in the flutter boundary in our past numerical prediction. The flutter boundary of a full-annulus fan assembly with different mistuning levels is statistically evaluated based on eigenvalue analysis and Monte-Carlo simulation. Nominal levels of mistuning due to manufacturing tolerance have little effect to the flutter boundary because the decline in aerodynamic damping is very steep. Therefore, the accuracy associated with the computational fluid dynamics is likely to have caused the mismatch in the flutter boundary. Detailed observations of modal properties show that the mode shape in flutter modes can be highly deviated from pure traveling wave mode, even if the level of mistuning is nominal. For largely mistuned cases, highly-localized, single-blade dominant modes appear due to the escape from aerodynamic coupling.

Key words : Fan, Aeroelasticity, Stall flutter, Mistuning, Monte-Carlo simulation

1. はじめに

航空用エンジンファン動翼に生じる失速フラッターは、空力的な不安定であるサージと並び、安定作動域を制限する代表的な翼振動現象として知られている。特に設計回転数以下の部分回転数時に生じるものは、発生領域がサージ線から安定作動域に張り出すように存在し作動域に接近しやすいため、設計時の予測手法や、発生を抑制する指針を確立することが重要である⁽¹⁾⁻⁽⁵⁾。

これまで著者らは、流体構造連成解析に基づくフラッター解析手法を構築・検証し、遷音速ファンに生じるフラッター境界の予測を試みてきた⁽⁶⁾⁻⁽⁷⁾。フラッターが生じる回転数の範囲では、予測されたフラッター境界は試験結果と定性的に一致したが、一方で本来フラッターが生じないはずの低回転数側の作動点でも数値解析ではフラッターが生じた。この差の原因を明らかにし、精度のよい予測指針を確立するためには、空力・構造双方の面

から包括的な調査が必要である。

フラッター発生点への影響因子は空力的・構造的要因双方が存在し、これまで報告されてきた実験的な観測や数値解析による研究より、次のようにまとめられる。

- (1) 励振力に寄与する衝撃波のある不始動流れ場^{(3)-(5),(7)-(9)}
- (2) 翼列入口・出口ダクト内の音響的特性⁽⁸⁾⁻⁽⁹⁾
- (3) 翼振動モード形状（並進・ねじり運動の割合）⁽⁸⁾⁻⁽⁹⁾
- (4) 翼構造の機械的特性のばらつき⁽¹⁰⁾⁻⁽¹³⁾

(4)の機械的特性のばらつきはミスチューニングと呼ばれ、製造時のばらつきや計測器の取り付けに起因して生じる。最小減衰率をとるフラッターモードに対しては、主に減衰率を増し不安定性を抑制する効果があるが、その程度はばらつきのパターンや強度に依存し、振動特性に個体差が生じる。しかし、CFDを用いた流体・構造非連成のフラッター解析ではこの効果を含めることができないため、別途影響度の評価が必要になる。

経験された試験・解析間の差を考える際、設計に依存する(3)は別にして、(1)(2)は流体解析における乱流モデルや計算領域の影響が疑われる。そのため、現時点でミスチューニングの感度を定量的に知ることは、試験・解析間の差がばらつき由来の偶発的なものか、流体解析に由

原稿受付 2016年8月30日

査読完了 2017年12月20日

* 1 東京大学工学系研究科航空宇宙工学専攻
〒113-8656 文京区本郷7-3-1

* 2 IHI

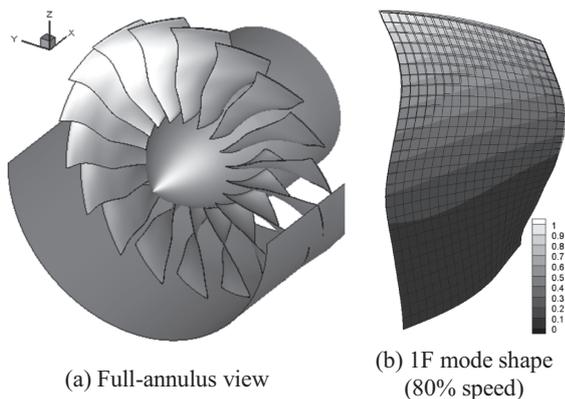


Fig. 1 CEFS1 fan

Table 1 Specifications of CEFS1 fan rotor

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 mode shape	80%N, 82.5%N (1F mode)

来するかを切り分けるうえで重要な知見となる。

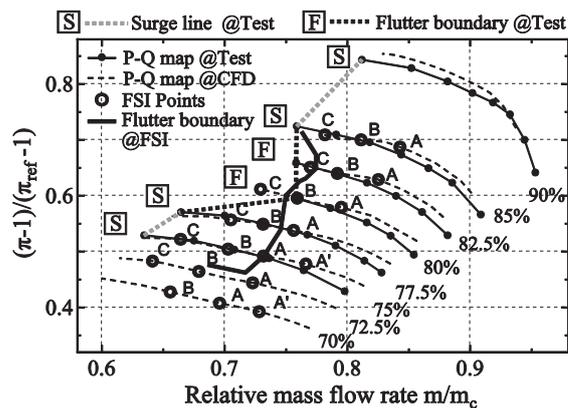
本研究では、前述したフラッター境界のミスマッチの原因を検討する一環として、低回転数側でフラッターが構造側の偶発的な要因で抑制されていた可能性を考察するため、ミスチューニングがフラッター境界に及ぼす影響を定量化し評価する。また、現実にもみられるミスチューン時の振動特性についても詳細に調査する。

2. 解析手法

2.1 解析対象と解析指針

本研究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⁽⁴⁾である。ファンの外観と動翼一次たわみ(1F)モードのモード形状を図1に、仕様を表1に示す。ファンは18枚の動翼をもち、Ti-6Al-4V合金のブリスクで作成されている。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1Fモードのフラッターが発生した。

図2に、著者らの数値解析で予測されたフラッター境界⁽⁷⁾と試験でのフラッター発生位置の比較をファン特性マップ上で示す。フラッターの生じない低回転数側(75%, 77.5%回転数)でもサージ線よりかなり高流量側にフラッター境界が算出された。本解析は一切の構造減衰およびミスチューニングを含まずに行われたが、構造減衰はブリスク構造のため小さく、影響を無視できる。本研究では、実際の空力的な条件に即した感度解析により、ミスチューニングの影響を抽出することを目的とする。解析範囲は、図2中FSI Pointと示された、フラッター境界を囲む広い作動範囲にわたる点である。

Fig. 2 Mismatch of flutter boundary on low shaft speeds in our past numerical prediction⁽⁷⁾

2.2 ミスチューニングを含む構造モデル

翼構造の振動パラメタは一般に減衰比のほかモード質量、モード剛性、モード形状から成り、固有振動数はこれらより算出できる。ミスチューニング効果の本質はばらつきによる系の回転対称性の崩れであるため、本研究では解析を単純化するために以下の仮定をする。

- (1)各翼は空力的にのみ連成し、ディスクを介した翼間の連成、翼振動モード間の空力的な連成は無視する。
- (2)構造振動モード形状はチューン系のものに等しい。
- (3)自励空気力の影響係数もチューン系のものに等しい。

CEFS1ファンは実験機であり、ディスクの剛性が高く設計されている。したがって、ディスクモードと翼振動モードの連成は小さく、ディスクの影響を排除しても大きな問題はないと判断し、仮定(1)を採用する。

なお、ディスクがある場合、構造の節直径モード同士の連成が弱まるため、ミスチューニングへの感度が鈍化する⁽⁵⁾。本研究では仮定(1)によりミスチューニングへの感度は最大化されている。また、解析上重要な点は、仮定(3)で空気力の項を凍結することである。これによりミスチューンパターンを変えても新たな流体解析の必要はなく、膨大なサンプル数を扱うモンテカルロ法と統計評価が可能になる⁽⁶⁾。

以上の仮定に加え、現実の翼構造に内在する振動特性の「ばらつき」を固有振動数、モード質量に導入する。翼番号 j 番に対する、固有振動数とモード質量のチューン系からの相対的な変化をそれぞれ δ_j , $\delta_{M,j}$ とし、それぞれ標準偏差 ε , ε_M の正規分布に従う確率変数であるとモデル化する。

2.3 翼振動の解析手法

以上の仮定のもと、1Fモードに対する自励空気力を含んだ動翼列全体の運動方程式は次のように書ける。

$$\ddot{\mathbf{q}} + (A + \Delta A)\mathbf{q} = M^{-1}(A\mathbf{q} + B\dot{\mathbf{q}}) \quad (1)$$

$$\mathbf{q} = [q_1 \ \dots \ q_{N_b}]^T, \quad A = \omega_0^2 I, \\ \Delta A = \omega_0^2 \begin{bmatrix} 2\delta_1 + \delta_1^2 & & & \\ & \ddots & & \\ & & 2\delta_{N_b} + \delta_{N_b}^2 & \\ & & & \ddots \end{bmatrix}, \\ M = \begin{bmatrix} 1 + \delta_{M,1} & & & \\ & \ddots & & \\ & & 1 + \delta_{M,N_b} & \\ & & & \ddots \end{bmatrix}, \\ A = \begin{bmatrix} a_1 & a_2 & \dots & a_{N_b} \\ a_{N_b} & a_1 & \dots & a_{N_b-1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_2 & \dots & a_{N_b} & a_1 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} b_1 & b_2 & \dots & b_{N_b} \\ b_{N_b} & b_1 & \dots & b_{N_b-1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ b_2 & \dots & b_{N_b} & b_1 \end{bmatrix}$$

ここで、Eq.(1)左辺は構造振動の項、右辺括弧中は翼振動で誘起される自励空気力項を表す。また $N_b=18$ は翼枚数、 $A, \Delta A, B$ はチューン系のモード剛性行列（角固有振動数 ω_0 ）、自励空気力係数行列の変位・速度比例成分である。ミスチューニングの効果は、付加的な剛性行列 ΔA と質量行列 M でまとめて表わされる。なお、ここには現れないが、翼固有モード形状ベクトルはチューン系のモード質量が1となるよう規格化されており、ミスチューン時にもチューン時と同じものが用いられている。このとき、ミスチューン時において空気力係数行列 A, B に対するモード質量のスケールリングが不要になる。

以上の各項を定めれば、ミスチューン系の自由振動に対する安定性解析（フラッター解析）が、 λ, ψ を固有値、固有ベクトルとして複素固有値問題を解くことで行える。

$$\lambda \begin{bmatrix} \psi \\ \lambda \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} O & I \\ -A - \Delta A + M^{-1}A & M^{-1}B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \psi \\ \lambda \psi \end{bmatrix} \quad (2)$$

λ の実部、虚部からは空力弾性モードの減衰率 μ_{AE} 、振動数 f_{AE} がEq.(3)より、また、 ψ からはモード形状である、各翼の振幅比と位相差がそれぞれ求まる。

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

翼振動の安定性は減衰率の正負で判定され、 $\mu_{AE} > 0$ ならば翼振動は安定、一方 $\mu_{AE} < 0$ ならば不安定であり、その空力弾性モードでフラッターが発生する。

空力弾性系を振動モデルに縮約した係数行列について、 A には各回転数の構造解析結果を、また、 A, B には各作動点で実施した流体構造連成解析による翼の自由振動応答からシステム同定手法によって算出⁽⁷⁾したものをそれぞれ用いる。

2.4 モンテカルロ法と統計データ処理

ミスチューニングは現実の構造では様々なパターンで存在すると考えられる。そのため、モンテカルロ法(MC)により多数の異なるミスチューンパターンについてEq.(2)に基づく安定性解析を実施し、その統計を取ることでフラッター境界への影響を評価する。MCのサンプル数を $N_{\text{fan}}=10000$ とし、フラッターモードの減衰率、振動数に対して統計量やヒストグラムを算出する。

ミスチューニングの減衰率に対する感度は、Eq.(4)のように、それぞれのファンに対する1Fモード群の最小減衰率の、全てのサンプルにわたる平均として定義された、平均最小減衰率 $\overline{\mu_{\min}}$ によって評価する。

$$\overline{\mu_{\min}} = \frac{1}{N_{\text{fan}}} \sum_{i=1}^{N_{\text{fan}}} \min(\mu_{AE,1}, \dots, \mu_{AE,N_b})_i \quad (4)$$

$\overline{\mu_{\min}}$ は、あるミスチューン量の条件に対する振動安定性を代表する値であると考えられる。そのためミスチューニング条件における平均的なフラッター境界を $\overline{\mu_{\min}}=0$ となる点と定め、ファン特性マップ上の圧力比と流量を $\overline{\mu_{\min}}$ のゼロ点周囲の値から求める。

Table 2 Standard deviation of blade-alone frequency in past studies (1F mode)

Author	Model	STDEV [%]
May ⁽⁷⁾	UHBR Fan	0.47 (all) 0.17 (clean)
Beirow ⁽⁸⁾	HPC blisk (1st stage)	0.13
Schnell ⁽⁹⁾	Counter-rotating fan	0.25

Table 3 Test cases for frequency mistuning

No.	STDEV [%]	Assumed situation
1	$\varepsilon = 0.2\%$	Nominal level
2	$\varepsilon = 0.5\%$	Nominal level
3	$\varepsilon = 1.0\%$	Large mistuning
4	$\varepsilon = 1.5\%$	Very large mistuning

Table 4 Test cases for mass mistuning

No.	STDEV [%]	Assumed situation
1	$\varepsilon_M = 15\%$	Nominal level
2	$\varepsilon_M = 30\%$	Large deviation

2.5 標準的なミスチューン量とテストケース

過去の研究例では固有振動数のみのばらつきを考慮する“frequency mistuning”を扱うものが多く、ミスチューニングに対する重要なパラメータであると考えられる。しかしもう一つの係数である「モード質量」を扱うものは少なく、その振動特性への定性的な影響や、減衰率への感度の大きさは定かではない。そのため本研究では、ミスチューン量に対する安定性への感度を系統的に調査するため、固有振動数、モード質量のばらつき量に対する標準偏差をパラメータとする。

対象とするミスチューン量を設定するために、過去の研究におけるファンに似た種々のリグに対する計測結果を調査した。May⁽⁷⁾、Beirow⁽⁸⁾、Schnell⁽⁹⁾はそれぞれ遷音速ファン、航空用エンジン高圧圧縮機初段、二重反転ファンのリグに対する計測を行っている。表2に、最近の三つの文献における1Fモードの固有振動数のばらつきの計測値を標準偏差で示す。Mayのモデルは22枚中5枚がピエゾ素子製の加振装置を有し、それらを含めた場

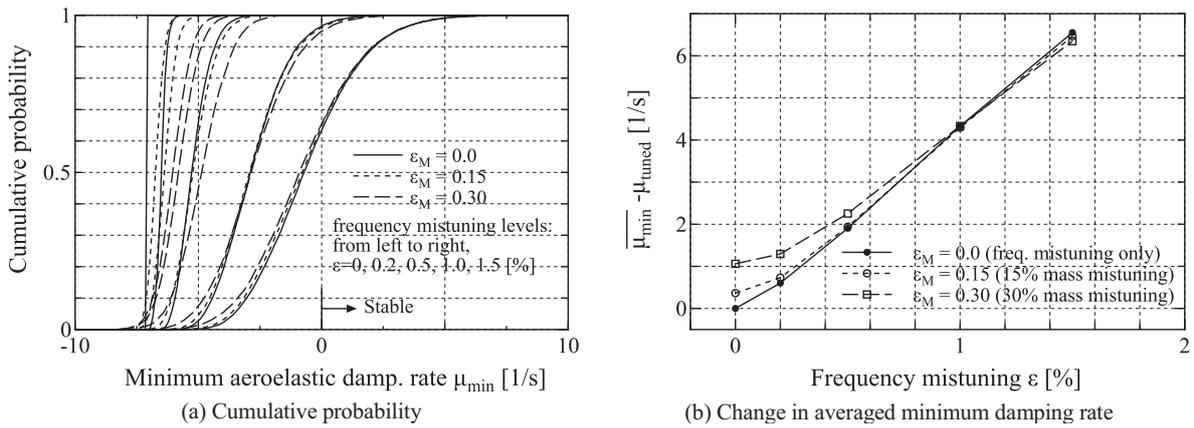


Fig. 3 Effects of mass and frequency mistuning on the statistics of damping rate in the flutter mode (80%N, OP: C)

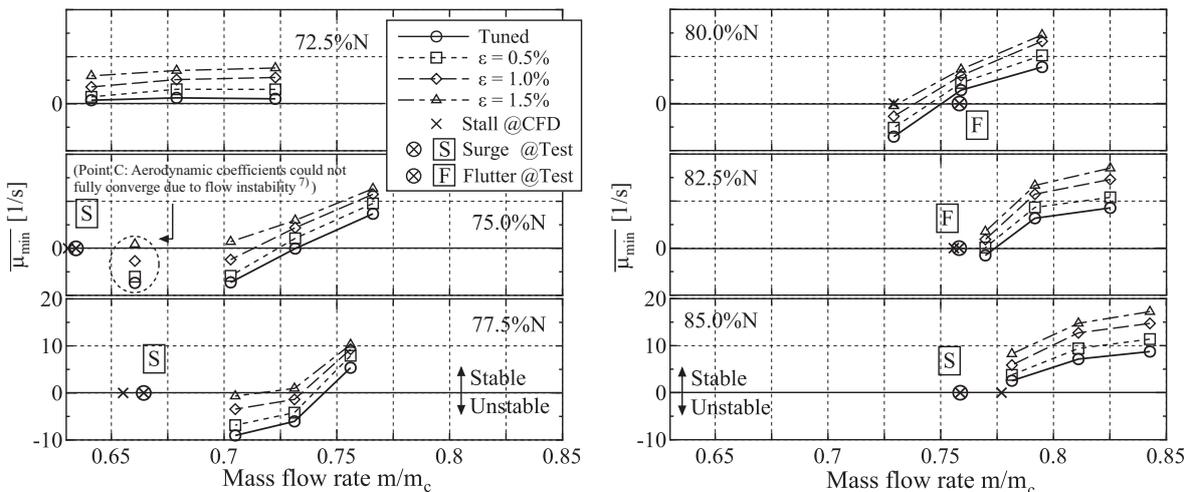


Fig. 4 Change in averaged minimum damping rate due to frequency mistuning on each rotational speed

合、除いた場合でそれぞれ0.47%, 0.17%であった。他の二者でもおおよそ0.2%程度であった。

一方、モード質量に関するばらつきの情報が公開されているものは少ないが、これもMay¹⁷⁾の計測によると標準偏差で約17%であった。ばらつきのオーダーが固有振動数と大きく異なっているのはおそらく計測手法に起因するものであろう。一般にモード質量、モード剛性は周波数応答関数のピーク近辺の値と減衰率から算出するため、構造減衰の非常に小さいブリスクでは計測の不確かが非常に大きくなると考えられる。また、翼固有振動数とモード質量のばらつき同士の相関係数は

$$\text{Cov}(\delta, \delta_M) / \sqrt{V(\delta)V(\delta_M)} = -0.25 \quad (5)$$

と小さいことがわかった。

以上の調査より、本研究では固有振動数、モード質量のばらつきを独立な確率変数(つまり、共分散なし)として扱っても差し支えないと判断し、遷音速ファンのようなリグで標準的であると考えられる値から非常に大きな値までを感度解析の対象とした。表3、表4に、本研究のテストケースを1Fモードの固有振動数、モード質量に対する標準偏差としてそれぞれ示す。固有振動数に対してはε=0.2, 0.5%を標準的な値の範囲と考え、そ

れから離れた値であるε=1.0, 1.5%を大きなミスチューン量として設定する。モード質量についてはMayの計測と同レベルのε_M=15%, その倍のε_M=30%を設定する。モード質量の標準偏差の大きさは非現実的かもしれないが、May¹⁷⁾の計測結果を尊重し、本研究での感度調査範囲に設定した。なお、ここに示している値は正規乱数の標準偏差であるので、この値のおよそ3倍近くのずれをもつ翼まで生じうることに注意されたい。

3. 減衰率とフラッター境界への影響

3.1 確率密度分布と振動数、モード質量の影響

まず、翼構造特性の確率的なばらつきを導入した場合に、フラッターモードの減衰率がどのような確率分布を示すかを評価し、翼固有振動数およびモード質量それぞれの影響について考察する。

図3に、異なるモード質量、翼固有振動数のミスチューン量ε_M、εに対する1Fモード群最小減衰率の累積確率分布と、平均値μ_{min}のチューン系からの変化を、80%回転数作動点Cについて代表として示す。図3(a)の累積確率分布において、どのε_Mに対してもεが大きくなると分布は全体的に右寄りにシフトしていることから、異なるファン間の個体差が大きくなるとともに、系が全

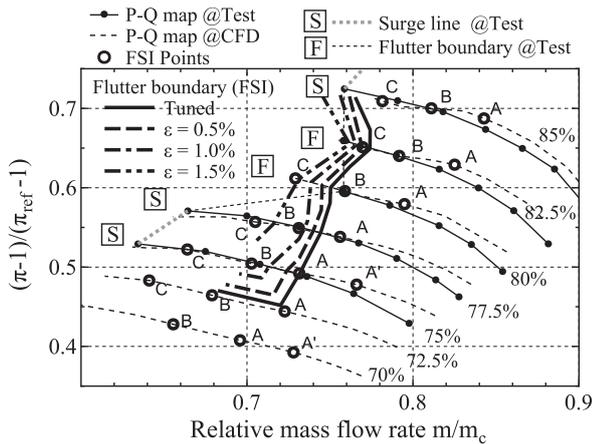


Fig. 5 Flutter boundary obtained from averaged minimum damping rate

体的に安定化することがわかる。また、モード質量の影響は主に振動数のばらつきが低い場合に限定されている。このことは、図3(b)に示す ε と $\overline{\mu}_{\min}$ の関係からも確認できる。以上より、モード質量のばらつきが大きい場合でもその影響は限定的であり、固有振動数のばらつきでほぼ系の安定化挙動が把握できると考えて差し支えないといえる。そのため、以降の議論では翼固有振動数のばらつきのみを考慮し、モード質量は $\varepsilon_M=0$ とした結果を用いる。

3.2 作動点ごとの減衰率への影響

図4に、各回転数におけるミスチューニング量が平均最小減衰率に及ぼす影響をファン流量に対して示す。なお、ここでは $\varepsilon=0.2\%$ のケースはほとんどチューン系と同じ値であったため除外している。まずチューン系のケースでは、フラッターが生じない72.5%回転数では失速側でも減衰率は横ばいで翼振動は安定である。また、75.0%~82.5%回転数では流量に対して急激に減衰率が低下するようになり、その近辺で正減衰から負減衰に転じることでフラッターが発生する。ミスチューニング量を大きくしていくと、どの回転数でも全体的に減衰率が大きくなっていく。しかし、標準的な量であると考えられる $\varepsilon=0.5\%$ とその倍の大きさである $\varepsilon=1.0\%$ まではミスマッチが見られた75%回転数で依然としてフラッターが生じる結果となっている。これより、標準またはその倍程度のミスチューニング量による安定化効果は、本対象におけるフラッター境界付近の急激な空力減衰低下を打ち消すほどの効果はないといえる。

3.3 フラッター境界の変化

図5に、図4中の減衰率と流量の関係に基づき、それぞれのミスチューニング量に対してフラッター境界の位置を算出し、ファン特性マップ上に描いたものを示す。ミスチューニングを増すと、高流量側から低流量側にむけて、平均的なフラッター境界は移動していく。しかし、 $\varepsilon=1.0\%$ までは依然としてフラッター境界が高流量側に位置している。

さらに、比較的ばらつきの大きい $\varepsilon=1.0\%$ の場合について、フラッター境界のミスマッチが見られた75.0%、77.5%回転数作動点Bにおける「フラッターが発生する確率」(累積確率分布における $\mu_{\min}=0$ 切片)は、それぞれ0.925、0.862であり、非常に高くなっていることが確認できた。

以上のことより、フラッター境界の位置は、ミスチューニング量が製造公差や計測器の取り付けで生じる程度であればほとんど影響を受けないといえる。さらに、ディスクは十分剛でありモード解析への影響が小さいこと、構造減衰が小さく影響を無視できることから、翼構造の数値的取扱いが妥当であると考えられる。

フラッターの予測において構造モデル以外の要因は、運動方程式Eq.(1)中で空気力の項のみである。改めて図4に示した通り、75.0%、77.5%回転数では空力減衰がフラッター境界前後で急激に低下し、負に転じている。しかし、この挙動は75.0%、77.5%回転数でフラッターが発生しなかったこととは矛盾する。したがって、チューン系の解析でフラッター境界が75.0%、77.5%回転数でも検出された原因は、構造特性の不確かさに起因した偶発的なものではなく、自励空気を算出する際に用いた流体解析に起因したものである可能性が高い。

4. 固有値分布とモード形状の変化

ここまでは、減衰率やフラッターの発生に着目してミスチューニングの影響を評価してきた。本章からは、ばらつきを含む場合における系の固有値構造や振動形態の変化について着目し、実際に発生しうるフラッターの特徴を、理想的な場合と対比して結果を分析する。ここで得られる知見は、翼振動の計測に関わるとき、即ち実際のリグ試験におけるフラッターの計測計画を立てる際や、取得されたデータを評価する際に重要となる。なお、本章では80%回転数作動点Cを代表として取り上げる。

4.1 固有値分布の定性的な変化

図6に、各ミスチューニング量のケースについて、モンテカルロ法で用いた全サンプルに対する固有値分布を、振動数と減衰率を用いた二次元ヒストグラムに可視化して示す。なおチューン系の場合には、各固有値成分はたった一点のみで値を持ち、それらは翼枚数によって定まる隣接翼間位相差一定のTraveling Wave Mode (TWM)のいずれかに対応する。

ミスチューニング量が最も小さい $\varepsilon=0.2\%$ の場合には、各固有値成分はほとんど良好に分離しており、固有値分布は限りなくチューン系に近いものとなっている。ここからばらつきが大きくなっていくと、徐々に分布に定性的な変化が現れてくる。 $\varepsilon=0.5\%$ のケースでは、不安定なモードについて、各ピークの間部分に位置する固有値をもつモードが現れるようになる。

さらにばらつきを $\varepsilon=1.0, 1.5\%$ と大きくしていくと、固有値分布が縦方向に全体的に縮小していくとともに、

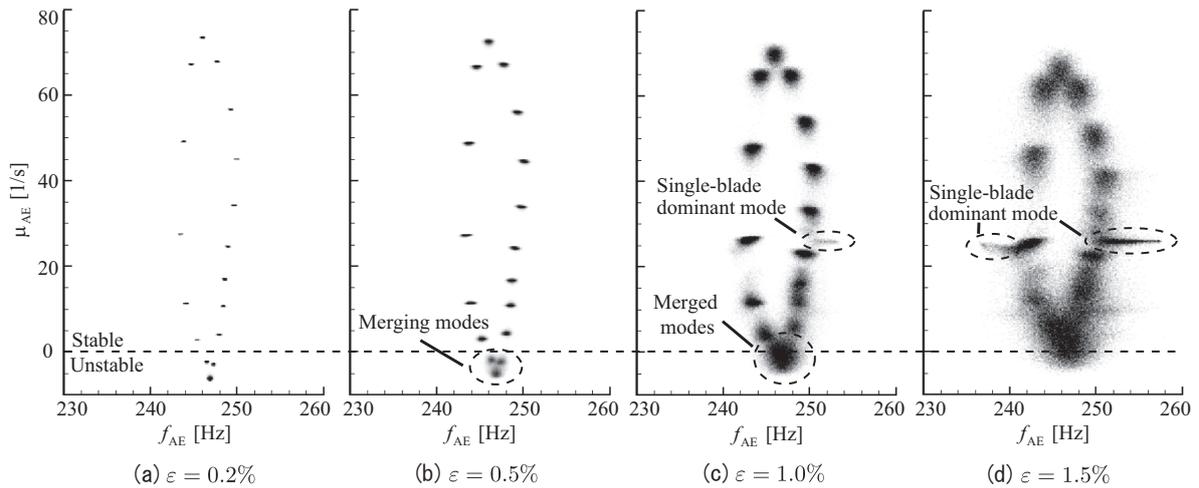


Fig. 6 Histogram of aeroelastic eigenvalues in the 1F mode family (80%N, OP: C)

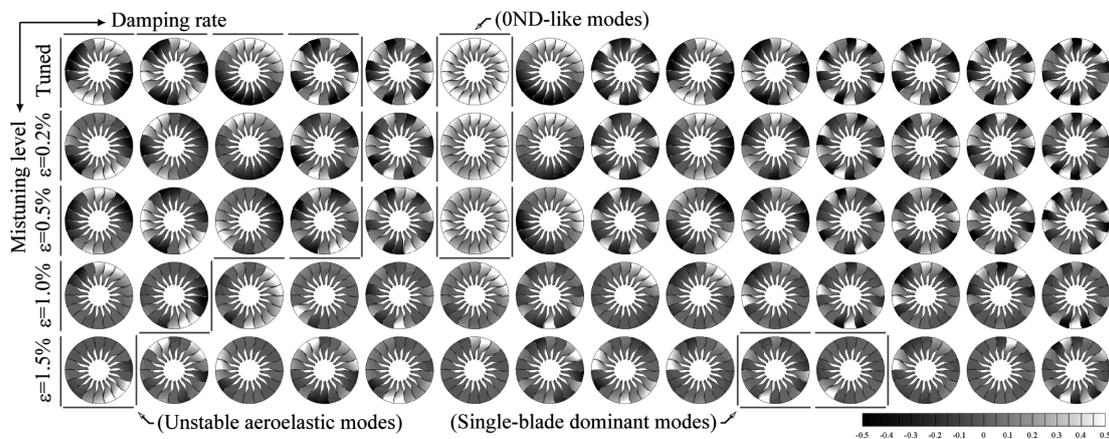


Fig. 7 Examples of aeroelastic modeshapes in the 1F mode family with different mistuning levels
(14 modes from the lowest damping, real part, only aeroelastic modes for $\text{Im}(\lambda) > 0$ are shown)

分布に定性的な変化が現れる。これらでは、元々不安定であった固有値成分は完全に融合し、大きなスポット領域を形成している。さらに、 $\mu_{AE}=25[1/s]$ 付近にばらつきの小さい場合には存在しない新たな集合が形成されるようになる。この減衰率は、翼列中の1枚の翼が他の翼と全く独立に振動する（例えば、Eq.(1)で q_1 以外を0とおく場合）の減衰率に相当するため、単一の翼の運動が支配的なモード（Single-Blade Dominant Mode, SBDM）と呼ぶことにする。

4.2 特定の個体中のモード形状の俯瞰

このように空力弾性モード固有値分布に見られた定性的変化が、どのようにモード形状と対応しているかを、特定の個体に着目してモード形状を俯瞰する形で示す。図7は、チューン系と各ばらつきケースでのモード形状を、減衰率の低い順に左から並べたものである。ここでは視認性の都合上、 $\text{Im}(\lambda) > 0$ であるもののうち、減衰率の下位14個を、最大振幅の翼変位の実部が1となるように示している。

左側に位置するのは不安定なモードであり、ばらつきを大きくするとその数は減少していく。また、チューン系では節直径2であったフラッターモード形状が変化し、

振幅の高い領域に周方向の偏りが生じる。この傾向は他のモード、例えば節直径0に近いモード形状にも共通してみられる。さらに、固有値同士の確率的な融合が激しい $\varepsilon=1.0, 1.5\%$ のケースでは、ほとんどのモードで周方向に振幅の高い位置が偏在しており、ミスチューン系に特徴的な“mode localization”^[12]が顕著にみられる。

$\varepsilon=1.5\%$ のケースでは、2つのSBDMが生じている。これらのモードはmode localizationのかなり終局的な場合で、空気力による翼間の連成からほとんど外れた翼が該当しているのだと考えられる。

4.3 標準的なばらつき量の場合のモード形状

以上のように全体のモード形状を俯瞰したので、個別の重要なモード形状をより詳細に見ていく。モード形状を分析するうえで重要な視点は、そのモード形状がどれだけチューン系の特性を引き継いでいるかであると考えられる。ミスチューン時のモード形状がどのようなTWMから構成されるかは、各TWMに対する変位ベクトル s と、TWMを縦に並べた複素モード形状行列 W を用い、以下の関係を用いて算出できる。ここで H は共役転置行列を表す。

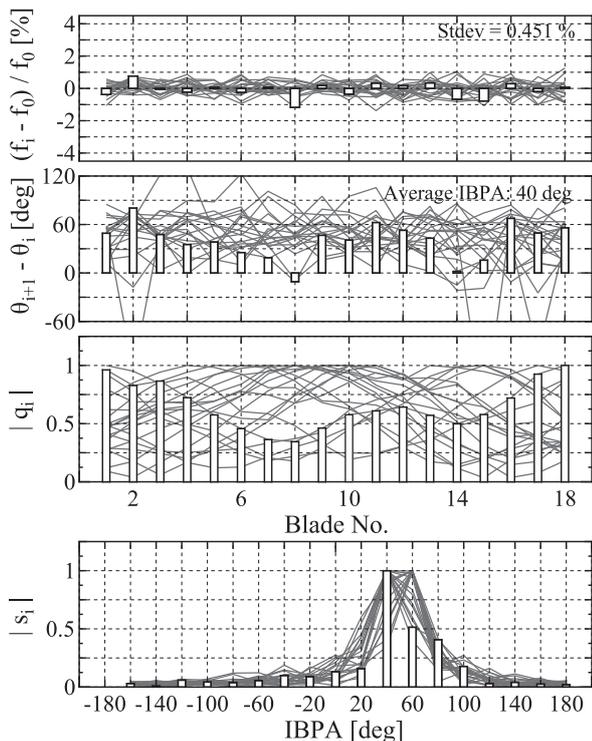


Fig. 8 Typical aeroelastic modeshape of the flutter mode (80%N, OP: C, $\epsilon=0.5\%$), Solid bars: fan No. 57, thin lines: other 20 fans

$$q = Ws, \quad s = [s_1 \ \dots \ s_{N_b}]^T, \quad (6)$$

$$W_{jk} = \exp \left\{ \frac{2\pi i(j-1)(k-1)}{N_b} \right\}, \quad W_{jk}^{-1} = W_{jk}^H / N_b$$

図8に、 $\epsilon=0.5\%$ のフラッターモードについて各翼のミスチューンパターン、隣接した2枚の翼から算出した局所的な翼間位相差 $\theta_{i+1} - \theta_i$ 、各翼の振幅 $|q_i|$ 、そして各TWMの振幅 $|s_i|$ を示す。議論は棒で示したデータについて行うが、他の20サンプルの結果も個体間のばらつき度合いを示すため示してある。

図8では、局所的な翼間位相差は $-10 \sim 80$ [deg]の範囲で大きくばらついてしまっており、標準的なミスチューン量でも大きく影響を受けることがわかる。しかし、TWMの振幅 $|s_i|$ を見ると翼間位相差 40 [deg] のものが支配的であり、これはチューン系でのフラッターモードに対応する。また、変位をTWMに変換すると翼間位相差や振幅に見られていたサンプル間のばらつきが減り、どの個体も翼間位相差 40 または 60 [deg] が支配的であることがわかる。ここからいえるのは、標準的なミスチューニング量であっても特定の2枚の翼のみから算出された翼間位相差にはミスチューニングの影響が大きく現れるため、フラッターに支配的なTWMを正確に知るには全ての翼の振幅と位相 (q の複素数表現) を求めたのち、TWMに変換することが望ましいということである。

4.4 非常に大きなばらつきに対するモード形状

図9に、 $\epsilon=1.5\%$ のケースに対するフラッターモードを示す。この個体は図7で示したものと同一である。翼振幅の分布を見ると翼4~10までの翼の振幅が大きく、

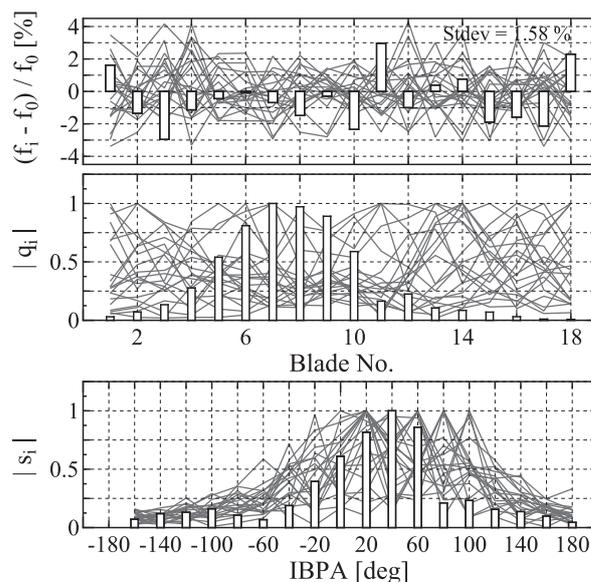


Fig. 9 Typical aeroelastic modeshape of the flutter mode (80%N, OP: C, $\epsilon=1.5\%$), solid bars: fan No. 720, thin lines: other 20 fans

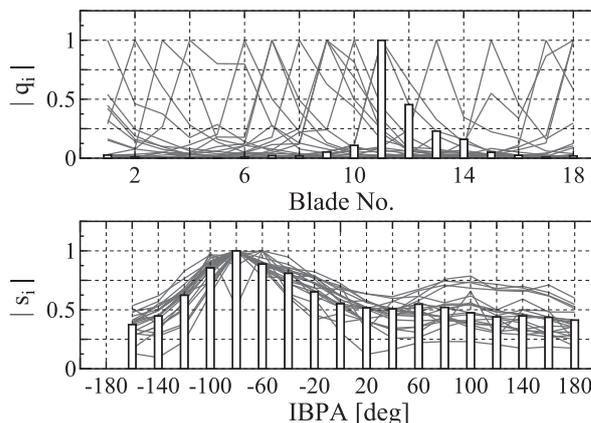


Fig. 10 Typical aeroelastic modeshape of the single-blade dominant mode (80%N, OP: C, $\epsilon=1.5\%$), solid bars: fan No. 720, thin lines: other 20 fans

ほかは殆どモードに参加していない。ミスチューンパターンを見ると、翼1~3、10~11の間で翼の振動数が急激に変化している。この周方向の急激な振動数変化が隣接翼間の空力的連成を弱めることで、翼4~10が部分系のように振舞っているのではないかと考えられる。このようにモード形状が部分的に非常に高い振幅をもつことは、全周の翼が均一に励振されるチューン系のフラッターとは全く様子が異なっている。いっぽう各TWMの寄与を見ると 40 [deg] を中心に幅広い成分が関わっており、最も寄与の大きなTWMについては $\epsilon=0.5\%$ のものに比べ個体差が大きくなっている。

最後に、チューン系では見られないSBDMのモード形状を図10に示す。このモードでは翼11の振幅が突出して高く、他の翼はほとんどモードに参加していないことが改めて確認できる。他の個体に対しても振幅最大以外の翼では振幅が小さくなるという、同様の傾向が見いだせ

る。このような場合には、 $|s_i|$ の分布から見て取れるように、ほとんど全てのTWMが空力弾性モードの形成に寄与している。

5. 結論

遷音速失速フラッター解析における試験結果と解析結果の mismatches の原因を模索する取り組みの一環として、ミスチューニングがフラッター特性に与える影響を統計的に定量化し、フラッター境界の変化と空力弾性モードの特徴について議論した。得られた知見を以下にまとめる。

- (1) ミスチューニングによる振動特性の変化について、モード質量の感度は小さく、翼固有振動数のばらつきが支配的な影響を及ぼす。
- (2) 製造公差や計測器の取り付けで生じる程度のミスチューン量では、フラッター境界はほとんど変化せず、低回転数側の mismatches も依然として残っていた。そのため、この mismatches は現実の構造特性の不確かさに起因した偶発的なものではなく、自励空気力を算出する際に用いた流体解析に起因したものである可能性が高い。
- (3) ミスチューン量を増加させた際の系の固有モード構造の変化として、まずフラッターモードを含む低減衰のモードの融合が生じたのち、他翼との空気力による連成が小さい、単翼の振動が支配的なモードが現れる。
- (4) ミスチューン量が標準的な場合にもフラッターモード形状はチューン系のものとは大きく異なる。特に隣接翼間の位相差は翼ごとに大きくばらついてしまうため、精度の良い計測には全ての翼を観測することが望ましい。

謝辞

本研究はJSPS科研費14J10312の助成を受けた。また、IHIはCEFS1の開発に際し、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を受けた。ここに記して謝意を表する。

参考文献

- (1) 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).
- (2) 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.
- (3) Stargardt, H., Subsonic/Transonic Stall Flutter Study Final Report, NASA-CR-165256, Pratt and Whitney Aircraft Group, (1979).
- (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) Kontos, K., Weir, D., and Ross, D., Quiet High Speed Fan II (QHSF II) : Final Report, NASA CR-2012-217451, (2012).
- (6) 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 Vol. 44, No. 4 (2016), pp. 282-291.
- (7) 立石敦, 渡辺紀徳, 姫野武洋, 青塚瑞穂, 室岡武, 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, 日本ガスタービン学会誌 Vol. 44, No. 4 (2016), pp. 292-301.
- (8) Vahdati, M., Smith, N. H. S., and Zhao, F., Influence of Intake on Fan Blade Flutter, Journal of Turbomachinery, No. 137 (8), (2015), 081002.
- (9) Vahdati, M. and Cumpsty, N., Aeroelastic Instability in Transonic Fans, Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 138 (2), (2015), 022604.
- (10) Pierre, C., and Murthy, D. V., Aeroelastic Modal Characteristic of Mistuned Blade Assemblies: Mode Localization and Loss of Eigenstructure, AIAA Journal, Vol. 30, No. 10 (1992), pp. 2483-2496.
- (11) Srinivasan, A. V., Flutter and Resonant Vibration Characteristics of Engine Blades, Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 119 (4), (1997), pp. 742-775.
- (12) Castanier, M. P. and Pierre, C., Modeling and Analysis of Mistuned Bladed Disk Vibration: Status and Emerging Directions, Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 2 (2006), pp. 384-396.
- (13) Salles, L. and Vahdati, M., Comparison of Two Numerical Algorithms for Computing the Effects of Mistuning of Fan Flutter, ASME Paper GT2016-57324, (2016).
- (14) Murooka, T., Goto, S., Mizuta, I., and Kodama, H. New Concept Design and Development of an Advanced Transonic Fan Rotor, IGTC2007 Tokyo, TS-053, (2007).
- (15) Kielb, R. E., Feiner, D. M., Griffin, J. H., and Miyakozawa, T., Flutter of Mistuned Bladed Disks and Blisks with Aerodynamic and FMM Structural Coupling, ASME Paper GT2004-54315, (2004).
- (16) Kielb, R. E., Hall, K. C., Hong, E., and Pai, S. S., Probabilistic Flutter Analysis of a Mistuned Bladed Disk, ASME Paper GT2006-90847, (2006).
- (17) May, M., Model Updating for the Aeroelastic ROM of a Modern Blisk, Proceedings of the 13th International Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines, I13-S13-7, (2012).
- (18) Beirow, B., Giersch, T., Kuhnorn, A., and Nipkau, J., Forced Response Analysis of a Mistuned Compressor Blisk, Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 136 (6), (2014), 062507.
- (19) Schnell, R., Lengyel-Kampmann, T., and Nicke, E., On the Impact of Geometric Variability on Fan Aerodynamic Performance, Unsteady Blade Row Interaction, and Its Mechanical Characteristics, Journal of Turbomachinery, Vol. 136 (9), (2014), 091005.