

ミスチューンを有する翼・ディスク系の振動応答に関する研究

－ミスチューン特性に及ぼす翼構造の影響－

村上朝吉

Asakichi MURAKAMI

機械システム工学専攻修士課程 2年

1. はじめに

2018年8月30日から31日にかけて、東京農工大学で開催された Dynamics and Design Conference 2018に参加し、「ミスチューンを有する翼・ディスク系の振動応答特性に関する研究（ミスチューン特性に及ぼす翼構造の影響）」という題目で発表を行った。

2. 研究内容

2.1 研究背景と目的

翼・ディスク系の振動解析では、通常、ディスク上の全ての翼の特性は同一（チューン系）と仮定されるが、現実には工作誤差や材料定数のばらつきによって個々の翼の特性が僅かに異なる（ミスチューン系）。このようなミスチューン系では共振時に全翼の振幅が異なり、最大振幅がチューン系の数倍になることがある。従って、ミスチューン系の応答特性を把握することは翼・ディスク系の振動強度設計において非常に重要になる。

現在、翼・ディスク系の設計ではミスチューン効果を変位で評価している。しかしながら、ミスチューン系の応答では曲げ振動やねじり振動が混在し、不完全な進行波や後退波が励起されるため、変位で評価したミスチューン効果と応力で評価したミスチューン効果は異なると思われる。

本研究では、代表的翼構造である単独翼構造と全周リング翼構造の翼・ディスク系を対象に低次元化モデル SNM (Subset of Nominal system Modes) を利用してミスチューン系のモードを解析し、モーダ

ル法を適用してミスチューン系の周波数応答解析を行い、変位で評価したミスチューン効果と応力で評価したミスチューン効果を比較した。

2.2 解析方法

SNM は式 (1) のように、ミスチューン系の振動モードをチューン系の振動モードの重ね合わせで表現できるという仮定に基づく。

$$[\tilde{\phi}] = [\phi][C] \quad (1)$$

ここで、式 (1) 中の $[\tilde{\phi}]$ はミスチューン系の振動モード、 $[\phi]$ はチューン系の振動モードであり、 $[C]$ はミスチューン系のモードにしめるチューン系のモードの寄与率を表すウェイトング行列である。

式 (1) を適用することで通常数万～数十万自由度を持つミスチューン系の運動方程式を $N \times N$ (N : 翼枚数) のサイズの SNM の固有値方程式に縮小できる。

$$[[A] + [\Delta K]][C] = [I] + [\Delta M]][C][\tilde{\lambda}] \quad (2)$$

ここで、 $[A]$ はチューン系の固有値行列、 $[\tilde{\lambda}]$ はミスチューン系の固有値行列で、 $[\Delta K]$ や $[\Delta M]$ はミスチューン系の剛性行列と質量行列の変動を示す。即ち、SNM を用いるとミスチューン系の固有振動数や固有モードを以下の手順で計算できる。

周期対称法を利用してチューン系の固有値行列 $[A]$ とモード行列 $[\phi]$ を計算する。

ミスチューン分布 $[\Delta K]$, $[\Delta M]$ を与える。

式 (2) を解いてミスチューン系の固有値行列 $[\tilde{\lambda}]$ とウェイトング行列 $[C]$ を得る。

式 (1) からミスチューン系のモードを計算する。

2.3 解析結果

図 1 に解析に使用した 3 種の平板モデルを示す。最も簡易な単独翼構造のラディアルモデルに対し



図1 平板モデル
(左：ラディアルモデル，中央：スラントモデル，右：シュラウドモデル)

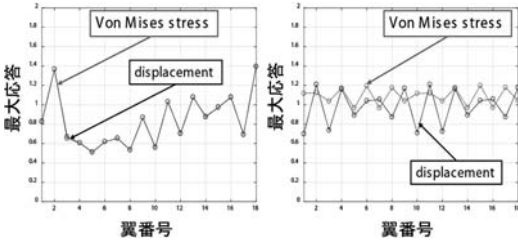


図2 変位で評価したミスチューン効果と合成応力で評価したミスチューン効果の比較
(左：ラディアルモデル，右：シュラウドモデル)

て、スラントモデルは一般的な周期対称構造体の特性が得られるように、全ての翼を半径方向から20°傾斜させている。シュラウドモデルは周方向の連成を与えるために全周リング翼構造にしている。

図2に各翼に発生する共振振幅と共振応力を示すが、ラディアルモデルやスラントモデルのような単独翼構造では、変位で評価したミスチューン効果と合成応力で評価したミスチューン効果が良く一致している。一方、シュラウドモデルでは変位で評価したミスチューン効果と合成応力で評価したミスチューン効果が異なることがわかった。

この原因を調査する為、各モデルの振動モードを調査した結果、ラディアルモデルでは一つの応力成分が卓越しており、応力成分の位相が同相若しくは逆相になっているのに対して、シュラウドモデルでは、複数の応力成分が同程度のオーダであり、応力成分に位相差が有り、応力成分毎に最大値をとる翼が異なることがわかった。そこで、単独翼構造の振

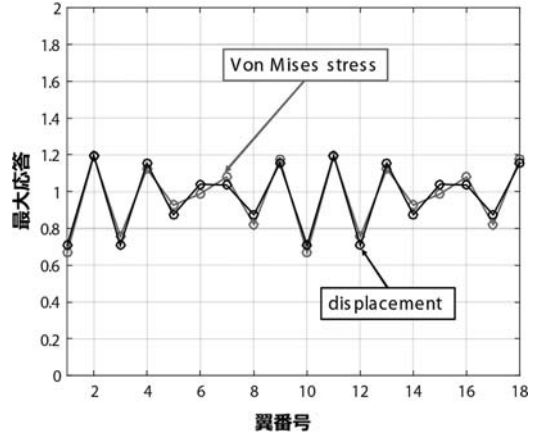


図3 人為的にシフトした応力モードを用いて解析した各翼の最大共振応答

動モードと同様に、全ての応力成分が同相若しくは逆相になるようにシュラウドモデルの応力成分の振動モードの位相を人為的にシフトして解析を行ったところ、変位で評価したミスチューン効果と合成応力で評価したミスチューン効果は良く一致した。このことから、シュラウドモデルでは同程度のオーダの応力成分に位相差があることが変位で評価したミスチューン効果と合成応力で評価したミスチューン効果が異なる原因であることがわかった。

以上から、翼の振動強度設計では従来のように変位でミスチューン効果を評価するのではなく、振動強度評価に使用する合成応力（ミーゼス応力や主応力）でミスチューン効果を評価する必要があることがわかった。

3. まとめ

ロータダイナミクスに関わる多くの研究発表を聴講することが出来、非常に勉強になりました。この経験を今後の研究活動に活かしたいと考えております。最後に、ご指導頂いた金子康智教授に御礼申し上げます。