

ターボ機械の翼振動

(その3：非接触翼振動計測システム)

三上 隆男*

Taka o Mikami

1. はじめに

前号では、ターボ機械に特有な振動問題である翼振動の計測技術について解説し、その中で、光学的方法である非接触翼振動計測の原理について簡単に紹介した。

本報ではIICが導入したHood社(米国)の非接触翼振動計測システム：NSMS(Non-intrusive stress measurement system)について解説する。

翼振動の基礎的な知識については、前々号の「ターボ機械の翼振動(その1：翼振動のメカニズム)」を参考にして頂ければ幸いである。

2. 翼タイミングシステムによる翼振動計測の原理

翼タイミングシステムとは、静止部に設けた翼センサで翼端部の1回転毎の通過を検知し、軸パルス(回転センサが軸の1回転を検知する毎に発生するパルス)に対する時間差を翼タイミングパルス(TOA：Time of Arrival)と定義し、TOAから翼の円周方向位置を計算して翼振動振幅を解析するシステムである。なお、回転センサには光学式、電磁式等が使用されている。

2.1 概要

図1にTOAによる翼振動計測の概要を示す。同図は翼枚数が N_r のロータの翼振動を軸パルスを基

準として静止部に設置した1個の翼センサで観察する場合について示している。軸パルスに対する各翼のTOAから、それぞれの翼の円周方向位置が計算される。

2.2 同期及び非同期振動

変形していない翼は、軸パルスに対して一定の円周方向位置を保つ。この位置は翼が静的にまたは振動により変形すると変化する。静的変形は遠心力、流体力、熱荷重により生じる。翼振動については、NSMSは以下の2つの重要なケースを考慮している。

- ①回転同期振動(Synchronous vibration)：励振周波数が回転周波数の整数倍である。
- ②回転非同期振動(Asynchronous vibration)：振動周波数が回転周波数に関連していない。

翼が周波数 ω で周期的に励振されると、振動による円周方向変形は次式で表される。

$$\delta(t) = A(\omega) \sin[\omega t + \varphi(\omega)] \quad (1)$$

ここで、 $A(\omega)$ は周波数依存振幅、 $\varphi(\omega)$ は周波数依存位相である。振幅と位相の周波数依存性は翼構造の関数である。静的変形を一定と仮定すると、TOAは $t_k = 2\pi k / \Omega + dt_k$ となる。ただし、 k は回転数、 Ω は軸の角速度、 dt_k は翼の振動変形に起因する時間遅れである。

* 計測事業部 計測エンジニアリング部 部長

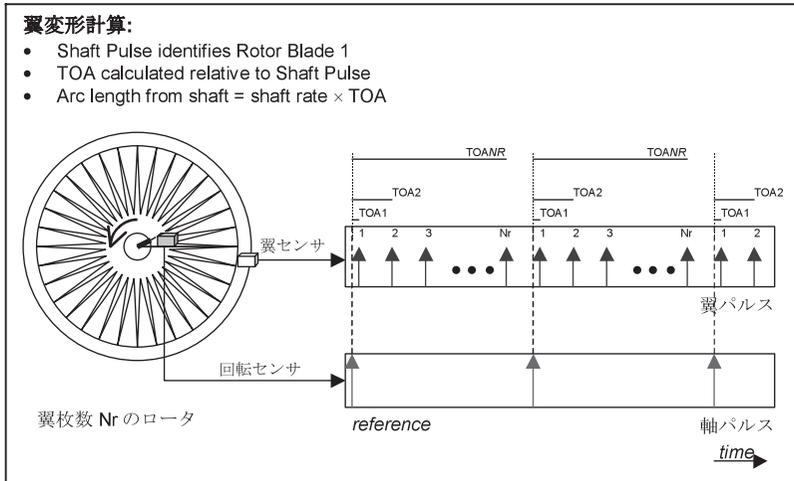


図1 翼タイミングパルス (TOA) による翼振動計測

回転1次に対しては、測定される変形は

$$\delta_k = A(\omega) \sin [2\pi k\omega / \Omega + \varphi(\omega)] \quad (2)$$

回転同期振動： $\omega = N\Omega$ の場合である (N は整数)。回転同期振動は例えば、Nozzle wake により起きる。TOAは以下ようになる。

$$\begin{aligned} \delta_k &= A(\omega) \sin [2\pi kN\Omega / \Omega + \varphi(\omega)] \\ &= A(\omega) \sin \varphi(\omega) = A(N\Omega) \sin \varphi(N\Omega) \end{aligned} \quad (3)$$

したがって、 Ω が一定ならば、 δ_k も一定となる。しかし、軸の角速度が変化し、翼の共振回転数を通過すると、位相 $\varphi(N\Omega)$ は 180° 変化する。そのため、センサ部を翼が最大振幅： $A(N\Omega)$ で通過することにより、共振が明確になる。(図2参照)

図2は $N=2$ の場合、即ち、回転数の2倍の振動数で励振されている翼の振動が、2個のセンサで検出される様子を示している。同図は円周方向の展開図であり、翼は振動しながら回転しており振動位相が変化していることに注意して頂きたい。RPM1は共振回転数より少し低い回転数での振動状態、RPM2は共振回転数での振動状態、RPM3は共振回転数より少し高い回転数での振動状態を示している。

回転非同期振動：

フラッタ、サージング等により起きる。本報では詳細は省略する。

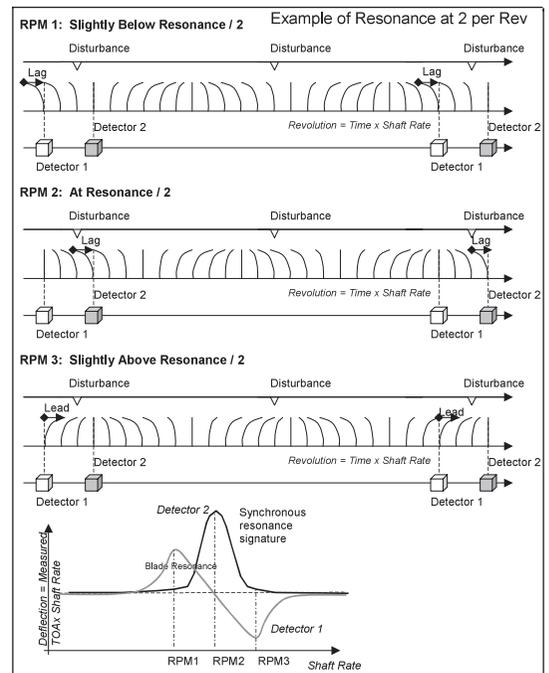
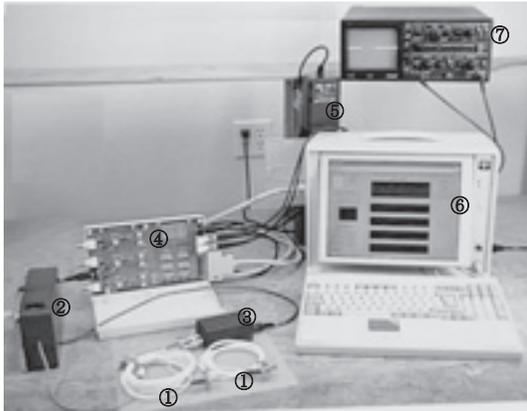


図2 軸回転数が共振点を通過する際に2個のセンサで検出される翼振動振幅

3. システム構成

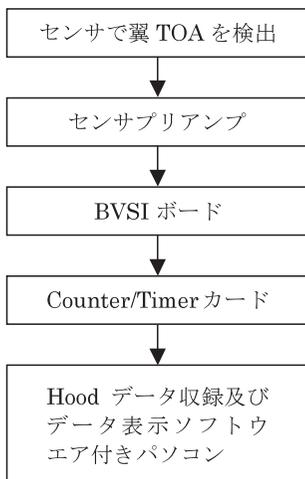
Hood 社の非接触翼振動計測システム：NSMS は以下の機器で構成される。(図3 参照)



- ① センサ
- ② センサ用の DC 電源
- ③ センサプリアンプ
- ④ 翼振動センサインターフェース (BVSI)
- ⑤ BVSI / プリアンプ用電源
- ⑥ ホスト PC
- ⑦ アナログ信号モニタリング用オシロスコープ

図3 NSMSのシステム構成

データ処理の流れは以下の通りである。



4. センサ

容量型 (Capacitive)、渦電流型 (Eddy-Current)、光学式 (Optical) の3種類のセンサが用意されている。特徴は以下のとおりである。

容量型	<ul style="list-style-type: none"> ・ 汚れた雰囲気では使用できない ・ 寿命が短い ・ ノイズ, タイミング精度, 分解能に優位性がない
渦電流型	<ul style="list-style-type: none"> ・ 汚れた雰囲気に強い ・ 信号が強い ・ 高温雰囲気で使用できる ・ Through the case 可能
光学式	<ul style="list-style-type: none"> ・ 小型 ・ 小さい領域を正確にターゲット可能 ・ S/N 比が良い ・ 高温 (650°C) で使用できる ・ 分解能が良い ・ こわれ易く、汚れに弱い

これらの中で光学式センサは高温に耐えるため、ジェットエンジンやガスタービンの計測によく用いられている。以下にその概要を紹介する。

光学式スポットセンサ

図4にシングルファイバセンサを示す。ファイバ先端が直接エンジン主流面を向く構造になっている。超小型のアプリケーションに対してはシングルファイバのみで投受光を受け持ち、ファイバ末端でスプリッタを設けて投受光を分岐している。

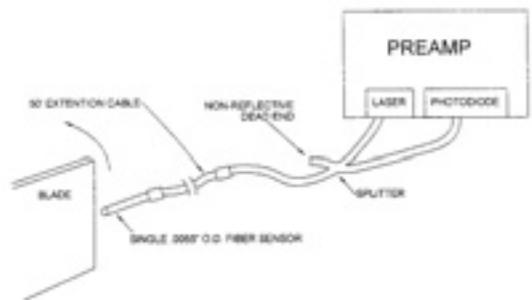


図4 光学式シングルファイバセンサ

図5に7ファイバセンサを示す。投光用ファイバを中心に1本、その周囲に受光用ファイバを6本配置している。シングルファイバセンサより翼パルスの立ち上がり時間を短くできる利点がある。ケーシングへは主流内面にフラットに取付け、磨くことにより凹凸をなくする。本センサによれば無冷却で650℃以下の雰囲気中で非常に小さな振幅を計測できる。なお、空冷式の場合は1,370℃まで計測可能である。

光学式ラインセンサ

翼先端に照射する光をライン状にすることで、常に翼前縁または後縁部からの反射のみを検出し、その正確な振幅を得ることができる。

光学式翼端隙間センサ (SDLP : Skew Dual Light Probe)

2本の光学式センサを角度を持たせて翼先端に

向け、反射してくる2本のパルス間隔の差から翼端隙間を計測するもので、Time of Flight方式とも呼ばれる。

5. 振幅の評価：幾何学的考察

翼の共振は振動数とモードでその特性を表すことができる。図6は実験用の高さ50 mm圧縮機翼の2,680 Hzにおける振動モード形状を示す。同図には2種類の翼タイミングセンサ、即ちスポットセンサ：PS、ラインセンサ：LSも表示している。

以下では、翼変形は翼面に垂直方向であると仮定する。変形はモード形状（スカラー関数）にしたがって翼弦長方向に分布する。翼センサにより計測される変形は使用するセンサ及び翼形状に依存する。

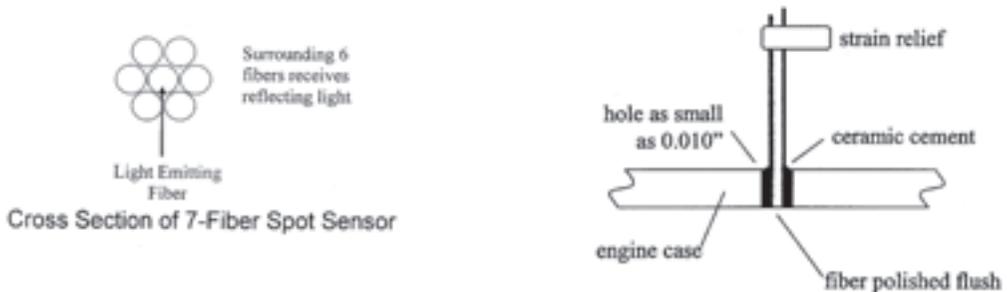


図5 光学式7ファイバセンサ

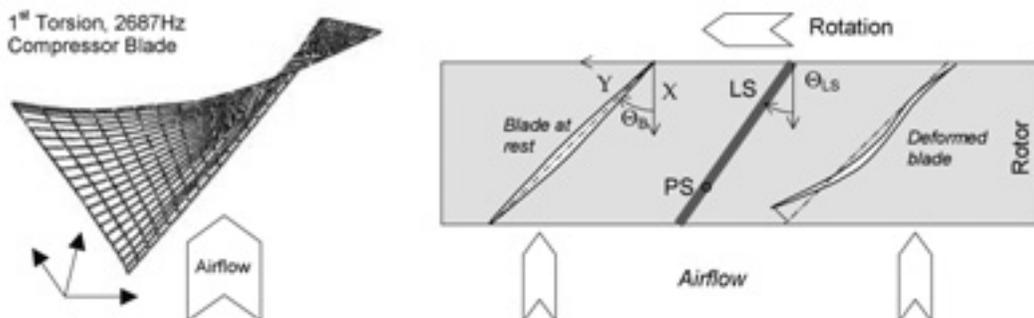


図6 翼の振動モード形状とスポットセンサ及びラインセンサの配置

5.1 スポット（ポイント）センサ

最も広く用いられ、安価なのはスポットセンサである。センサヘッドはできるだけ小さくしてあり、その近傍の翼通過を検出する。翼端部上の一点がセンサに一致した時に翼の通過が検出される。（図6参照）センサは翼に平行な変形の変換軸に対して垂直な軸への投影を測定する。翼が傾斜しているため、小さな面外変形は翼端部での検出位置を上下させ、増幅させる。センサは以下の変形を測定することになる。

$$\delta_{ps} = A \frac{1}{\cos \Theta_B} \phi(X_{ps}) \quad (4)$$

ここに、 A は同期振動の振幅（0-peak）で、 $\phi(X_{ps})$ は軸方向座標 X_{ps} におけるモード振幅である。翼傾斜角が 50° の場合、実際の振動は測定された振幅より1.6倍小さい。

5.2 ラインセンサ

光学式ラインセンサは、翼端部が検出線を横切るとすぐに翼通過を検出するセンサである。したがって、変形の投影はラインセンサ方向に垂直な方向になされる。（図6参照）

6. センサ設置位置

センサをどの位置に設置するかは、測定対象の翼形状や静止部構造によるが、一般的には翼前縁部または後縁部である。最大振幅が予測される位置の近傍に設置するのが望ましい。翼端部とセンサヘッド間の半径方向の隙間は翼形状や大きさによるが、通常0.25 mm～12.7 mmである。この場合、翼の遠心力による変形や熱膨張を考慮しなければならない。

7. 信号変換器

(BVS I : Blade Vibration Signal Interface)

光学式や渦電流型センサで得られたアナログ信

号はBVS Iで翼タイミングパルス：TOAに変換される。この際、各種のトリガー方法（立上り／立下り等）を適用できる。

8. 解析ソフト

Hood社の解析ソフトにより、データ収録、SDOF（1自由度）翼振動解析、円周方向フーリエ解析、回転非同期振動解析、翼端隙間データ解析等が可能である。以下に本ソフトの特徴的な点を簡単に紹介する。

(1) 翼枚数やセンサ取付角度の自動検出

軸パルスを基準に翼枚数、センサ数、センサ取付角度を自動的に算出する。したがって、センサ取付角度等は加工誤差等の情報も含めて算出されるため、手入力よりも高精度な解析結果が得られる。パルス情報から翼枚数、センサ数、センサの取付角度が自動的に算出される。

(2) SDOF（1自由度）翼振動解析

取付けた複数のセンサで検出したデータを用いて回転同期共振解析を行うことができる。励振次数は、事前に準備したCampbell線図から予測して入力する。振動の基準は軸パルスのみではなく、計算された翼平均位置や複数のセンサ間からも算出可能で、どの方法で解析しても同じ結果が得られれば、設定した励振次数は間違いないことが確認できる。

具体的には生信号データからニュートンラプソン法で1自由度系の共振波形フィットを行い、振幅、位相、回転数、周波数（設定した励振次数と回転数から算出）、Q値（共振拡大係数）等の情報を得る。生信号にノイズが多い場合はスムージング処理してから解析を行うことも可能である。

(3) 円周方向フーリエ解析

センサを円周方向に3個以上設置し、sin波で振動している回転同期振動を円周方向の異なる

位置で検出することにより、sin波を再現する機能である。ターゲットとなる共振の励振次数の違いによりセンサ配置を変える必要がある。sin波の未知数は振幅、周波数、位相の3個あり、最低3箇所の情報が必要となる。センサ数は多いほど誤差が減少するので、Hood社は最低4本を推奨している。

(4) 翼端隙間解析

翼端隙間はターボ機械の性能に影響を与える重要なパラメータのひとつである。NSMSにより1本以上の渦電流型センサまたはSDLPセンサを用いて翼端隙間の解析が可能である。個々の翼の回転数に対する翼端隙間の変化だけでなく、Max、Min翼と特定の翼の比較表示もできる。

9. おわりに

Hood社の非接触翼振動計測システム：NSMSの概要を解説した。ターボ機械の翼振動のメカニズ

ムは複雑であり、信頼性を保証するためには机上の解析だけでなく、実測することが望ましい。本システムはターボ機械の翼振動を計測する上で強力なツールとなり得る。従来のスリップリングやテレメータ法による計測に比べて、安価な上に、全翼（翼間バラツキ）の計測が可能である。また、今回は解説を省いたが、NSMSはディスクのクラック検知、FOD（Foreign object damage）、タービン翼のクリープ検知、翼損傷検知（曲がり、飛散）等にも適用できる。今後、NSMSを各種ターボ機械に適用して行く所存である。

参考文献

- (1) 三上，“ターボ機械の翼振動（その1：翼振動のメカニズム）”，IIC REVIEW/2005/4. No.33, p12～p18
- (2) 三上，“ターボ機械の翼振動（その2：翼振動計測）”，IIC REVIEW/2005/10. No.34, p19～p25



計測事業部
計測エンジニアリング部
部長

三上 隆男

TEL. 045-759-2160
FAX. 045-759-2161