

Rotational Behavior Tests of Smart Blades

Akinori Ogawa, Ryosaku Hashimoto, Yukio Matsuda, Yasushi Sofue, Masahito Hojo

(Japan Aerospace Exploration Agency)
(The Institute of Space Technology and Aeronautics)

7-44-1 Jindaiji-Higashi Machi, Chofu, Tokyo, Japan 182-8522
ogawa@nsl.go.jp

Keywords: smart blade, anti-symmetric laminate, centrifugal force

Abstract

A smart blade conception has been proposed by the authors. With stretching-twisting coupling effect, the blade is twisted by centrifugal load or ambient temperature change. In this paper, the blades, made by three kinds of anti-symmetric laminates, are investigated by rotational tests. The results show the angle of smart blade tips increases in proportion to the 2nd power of a rotating speed and is well in agreement with the numerical results by FEM.

1. はじめに

ジェットエンジン等のガスタービンエンジンは高速回転する多数の動翼により気体を圧縮・膨張させて仕事を取り出している。回転動翼は空力的効率の点から常に気体速度に適した角度に調整される必要があるが、構造上の困難から定格運転時の角度に固定されている。もし、運転状態に応じて動翼が自動的に角度調整できる一種の smart 性能を有すれば、ガスタービンの空力的効率の改善をもたらす有力な技術となり得る。運転状態を規定する重要なパラメータとして回転数がある。回転数が増加すると動翼に掛かる遠心力が増加し翼内の引っ張り応力が増加する。そこで、遠心力と動翼ねじり角度に力学的連成を持たせれば、期待される smart 機能を実現できる可能性がある。良く知られた事であるが、ある積層構成の複合材は軸力とねじりが連成する特性を有する。

筆者らは、この可能性を検討するために、有限要素法 (FEM) で解析し、逆対称積層複合材ファンブレードは実際の運転状態で 10 度前後、翼先端 (Tip) がねじれる事を報告した⁽¹⁻³⁾。さらに、実験的実証のために、逆対称積層の複合材平板の引っ張り試験を実施し検証を行ってきた⁽⁴⁾。

本報告では、3 種類の逆対称積層複合材ブレードモデルを試作して、回転試験や静的試

験を行い、光学的に翼先端のねじれ変形の計測等を実施した。その回転試験結果と有限要素法 (FEM) 構造解析と比較した結果について発表する。

2. Blade Model

Fig.1 に回転試験に供した動翼モデルを示す。回転試験槽の制限により、比較的小型の翼として、長さ 160、幅 40、厚さ 3mm。先端で 10 度のねじれ (pre-twist) を有する翼形状を選択した。この翼をカーボン繊維 (T800H) 強化エポキシ樹脂 (#3631) 製プリプレグを反対称積層順序 [45(-

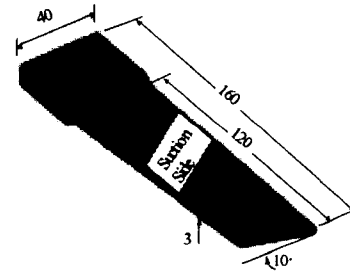


Fig.1 Smart Blade Model

30)₁₀/45 | -45(30)₁₀/-45]等で 24 枚積層して製作した。Tab.1 にプリプレグの機械的特性を表記する。ダブルテール部は中心面に沿って複合材楔ブロックを挿入して厚さ 6mm、ダブルテール角度 60 度の形状に成形した。通常、逆対称積層で複合材を製作するとオートクレーブ成型から室温に戻す時に著しい熱変形が発生する。今回は更に、ダブルテール成型もあるため、熱変形とダブルテール部そり変形防止のため上述の積層構成を選択した。その結果、試作品として、そりや寸法誤差の少ない良好な逆対称積層翼を製作できた。

3. 引張試験による翼端回転角度の評価

当初、試作翼モデルを使用して、高速回転中の翼先端回転角を実験的に評価する事は困難であると予想された為、

Table 1 UD T800H/#3631 Prepreg Data

EL (GPa)	ET (GPa)	GLT (GPa)	νLT	ρ (Kg/m ³)
152.98	9.02	4.61	0.35	1600

Table 2 Tensile Test Piece Specification

	Layup Sequences
Type 1	$[(-45)(30)_7/(-30)_7(45)]$
Type 2	$[(30)_3(-45)(30)_4/(-30)_4(45)(-30)_3]$
Type 3	$[(30)_4(-45)(30)_3/(-30)_3(45)(-30)_4]$

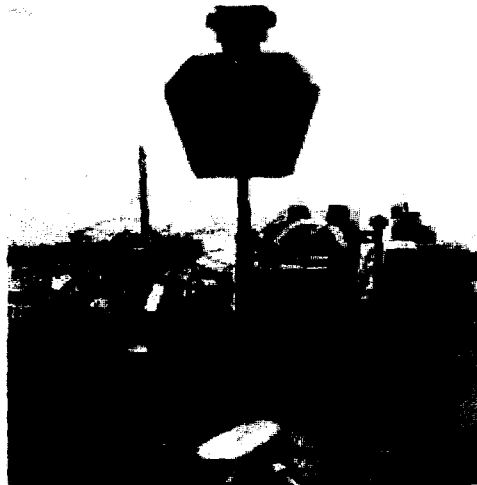


Fig.2 Tensile Test of Smart Specimens

当該モデル材の引っ張り試験を実施して、翼先端回転量の計測を行い、引っ張り試験結果及びFEM 結果から回転下の翼先端のねじり量を評価する事とした。そのため、引張試験装置を改良して、試験片の回転を拘束しない治具を製作した。引張試験の状況を Fig.2 に示す。試験片のねじれ変形は下グリップに取り付けられた2個のダイヤルゲージ（支点間隔 100mm）により計測を行った。上部、下部チャック間（150mm）で発生するねじれ（角度）と応力との関係を各タイプ試験片について Fig.3 に示す。最大で 30~35 度に及ぶ大きなねじれが発生し得る事を示している。

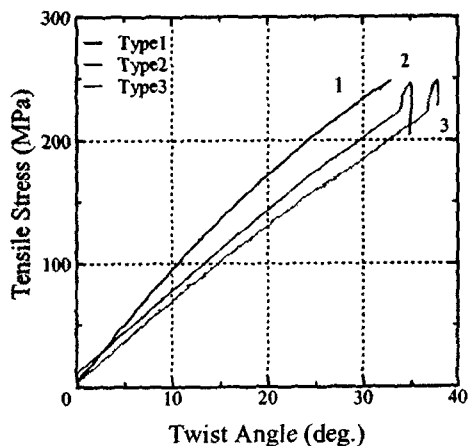


Fig.3 Twist Angle Variation of Smart Material

4. 回転試験

4-1 試験条件

回転試験は、エアタービン駆動（最大回転数 100,000rpm）のスピントスターを使用して室温で実施した。その主要部を Fig.4 に示す。空気抵抗による、浮力や空力加熱の影響を最小化するため内部を排気減圧（150Pascal 以下）した後、コンプレッサーからの圧縮空気によるエアタービン駆動で一定割合で回転数を上げ、所定の回転数に達して、安定した後、次節に説明する光学的計測を行い、翼先端の変位を計測した。



Fig.4 Spin Test Facility

位置を計測した。

4-2 翼先端変位計測方法の原理

ここで用いた計測法は、光ファイバセンサにより光学的に動翼先端の変位を計測するもので、独自に開発した計測法である（特許「回転翼振動計測装置」No.3038382）。Fig.5 にその原理を示す。図上部は動翼の通過に応じて得られる波形を模式的に示したもので、実線は非振動時を、点線は振動時を表している。ここで動翼が振動すると両者に時間差が生じるが、この時間差をカウンタで計測することで、計測点における翼先端の変位が得られる。これより計測点を動翼先端に沿って配置すれば、動翼先端のねじれが計測できる。

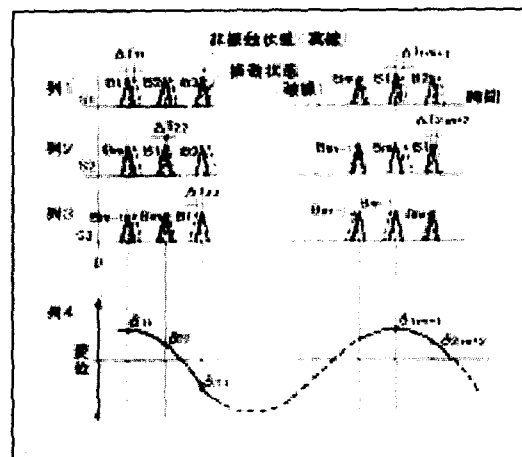


Fig.5 The Principle of a Optical Measurement for Blade Tip Behavior



Fig.6 16-channel Optical Extensometer

4-3. 回転試験結果

Tab.3に示す3種類のSmart Bladeを製作して回転試験に供した。形状はFig.1に示す板厚3mmの平板翼である。この翼2枚を直径197mm ϕ のディスクに装着した翼端—翼端径430mm ϕ のロータを(Fig.7)試験槽内に収納し回転試験を実施した。2枚の翼端は光学的計測のために白くペイントされている。16本の光ファイバを装着した翼挙動計測ヘッドをFig.6に示す。或る回転数での翼端上の16点の計測ヘッド通過時間を各々同時計測して翼端の変位を求めた。各回転数での翼先端のねじれ回転角度測定結果をFig.8に示す。図中、各マーカは実験値の平均を示す。中抜きと中実は2枚の翼を区別している。実線は各種のモデルについて有限要素解析

Table.3 Smart Blade Specification

Model Name.	Laminate Sequence
Smart Blade 1	45/(-30) ₁₀ /45/-45/(30) ₁₀ /-45
Smart Blade 2	45/(-30) ₁₁ /(30) ₁₁ /(-45)
Smart Blade 3	60/(-30) ₁₁ /(30) ₁₁ /-60



Fig.7 Rotor Arrangement with 2 Smart Blades
Disk Diameter: 197 ϕ mm, Tip to Tip:430 ϕ

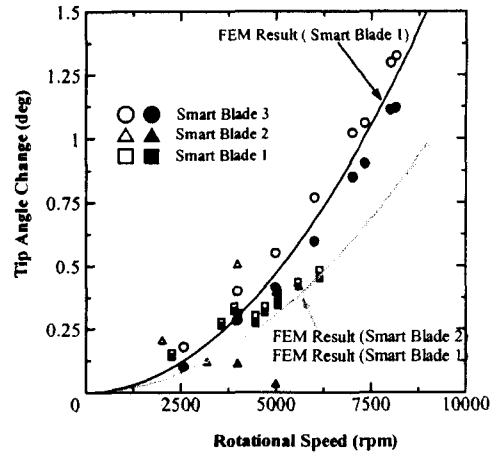


Fig.8 Angle Change of Blade Tip versus Rotational Speeds

(NASTRAN for Windows Visual 2002)した結果である。Smart Blade 3の実験結果が最も整合する結果を示した。遠心力の増加に比例して翼先端はねじれ回転する事が示されている。今回のモデルでは翼厚さが3mmと厚く、振り剛性が高い。更に試験上の制約から回転半径が小さい、回転数が低い等の理由から翼振れ回転角度が小さい。実機条件での適用解析によれば、有意な可変角度を得られる事が示される¹⁾。Smart Blade 2~3は試験範囲が狭く翼変形量が小さいため実験誤差が大きくなっている。更に、実験を行い測定精度を高める事が必要である。

5. 結論

逆対称積層複合材翼の回転試験において、遠心力(回転数の自乗)に比例する連成ねじり効果が実験的に確認できた。その実験値はFEM解析と良く一致した。

6. 謝辞

FEM解析を担当して頂いた陳錦祥博士に紙面を借りて謝意を表します。

References

- 1) A. Ogawa, R. Hashimoto, F. Zhou; Cansmart International Workshop on SMART MATERIALS and STRUCTURES, pp149-155, (1999.9), Quebec
- 2) 小河昭紀、橋本良作、周風華; 第28回ガスタービン定期講演会、pp81-86, (2000.6)、東京
- 3) 周風華、小河昭紀、橋本良作; 第15回ガスタービン秋季講演会、pp19-24, (2000.11)、小倉
- 4) 橋本良作、小河昭紀、周風華; 第30回FRPシンポジウム、pp289-292, (2001.3)、京都
- 5) 小河昭紀、橋本良作、周風華; 第16回ガスタービン秋季講演会、pp123-127, (2001.10)、秋田
- 6) 松田ほか、「遠心圧縮機インペラの非接触振動計測」、GTSJ 第15回秋季講演会前刷、2000年11月