

# 複合材平板の衝撃解析

奥村 秀人<sup>1</sup>・水野 敏広<sup>1</sup>・山下 正敏<sup>2</sup>

橋本 良作<sup>3</sup>・小河 昭紀<sup>3</sup>・祖父江 靖<sup>3</sup>

<sup>1</sup> 機械工学科

<sup>2</sup> 河西工業株式会社

<sup>3</sup> 航空宇宙技術研究所

## Impact analyses of composite plates

Hidehito OKUMURA<sup>1)</sup>, Toshihiro MIZUNO<sup>1)</sup>, Masatoshi YAMASHITA<sup>2)</sup>,  
Ryosaku HASHIMOTO<sup>3)</sup>, Akinori OGAWA<sup>3)</sup>, Yasushi SOFUE<sup>3)</sup>

### Abstract

Geometrically nonlinear finite element impact analyses of the composite laminated plates are presented. For the transient response of these plates subjected to local impact loading with foreign objects, existence of edge waves in the region of free edge boundary was confined in the computer simulation.

It was found that delaminations of the leading edge in experimental results presented in the literature were related these wave propagation along the free boundary.

Key Words: Finite element analysis, Impact, composite plate, edge wave

## 1. 緒言

先端複合材料を航空機用エンジンのファン及びコンプレッサへ適用することによりブレードの質量及び遠心力を軽減し<sup>1), 2)</sup>, さらにブレードを支持するディスク等の回転系の構造をも軽量化する研究が進んでいる<sup>3)</sup>. このような先端複合材料の一次構造部材への適用に際し, 材料及びブレード構造の耐衝撃性について研究することが重要になっている. しかしながら衝撃問題における変形及び破壊の形態は多様であり, とくにブレード形状のような複雑な構造を有する場合にはブレードと衝突物体のそれぞれの形状, 物性, 衝突位置, 衝撃速度等の諸因子により影響される. したがって, 硬くて小さな衝突物体の場合には局所的な損傷の様相を呈し, 複合材料のブレードにおいては, 層間はく離, 貫通などが生じる. また鳥などのように柔らかい衝突物体の場合には, 全体的な変形及び破壊となる<sup>4)</sup>.

本研究では, 複合材ファンブレードを複合材平板モデルとして扱い, 細かくて硬い小石, 氷などの衝突物体により生じる局所的な衝撃現象を解析したので報告する.

## 2. 解析方法

複合材平板を対象として, 幾何学的非線形性を考慮した有限要素法による動的応答解析を行う. 有限要素としては, 三角形平板要素を用いる. 三角形平板内に定義した要素座標系において, 面内変形に関して一定ひずみの三角形要素<sup>5)</sup>の内挿関数を用い, 面外変形に関しては, 三角形平板曲げ要素<sup>5), 6)</sup>の内挿関数を用いる. また一般化応力, 一般化ひずみの関係式は文献 [7, 8] の式を用いる. 幾何学的非線形性に対しては, Von Karman による板の大たわみ理論<sup>9)</sup>を採用し, 動的過渡応答解析法としては, 陰的直接積分法のニューマーク -  $\beta$ 法とニュートンラプソン法<sup>10)</sup>を結合した手法を用いる. ただし, ニューマーク法では, 変位と速度の関係式にそれぞれ関係しているパラメータを  $1/4$  と  $1/2$  の値とする. これは線形解析において無条件安定の条件である.

また, 線形固有振動解析にはサブスペース法<sup>11)</sup>を用いる.

3. 解析結果

解析の対象とする平板の幾何学的形状を図1に示す。ただし、板厚はどちらも3mmである。

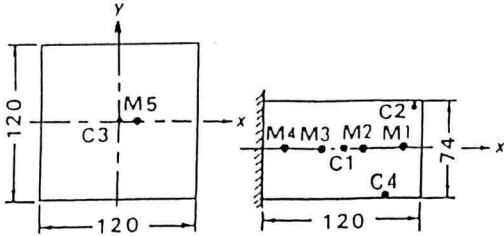


図1 解析モデルの形状

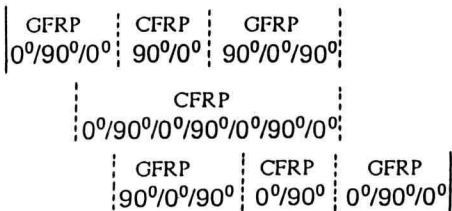
CFRP及びGFRPの単層板のそれぞれの物性値を表1に、平板の積層構成を表2に示す。

表1 CFRP及びGFRP単層板の物性値

CFRP (UD)	GFRP (UD)
$E_L = 127. \text{ (GPa)}$	$E_L = 38.6 \text{ (GPa)}$
$E_T = 9.81 \text{ (GPa)}$	$E_T = 8.27 \text{ (GPa)}$
$G_{LT} = 3.92 \text{ (GPa)}$	$G_{LT} = 4.14 \text{ (GPa)}$
$\nu_{LT} = 0.25$	$\nu_{LT} = 0.26$
$\rho = 1.5 \times 10^3 \text{ (Kg/m}^3\text{)}$	$\rho = 1.8 \times 10^3 \text{ (Kg/m}^3\text{)}$

- $E_L$  : Longitudinal Young's Modulus
- $E_T$  : Transverse Young's Modulus
- $G_{LT}$  : Shear Modulus
- $\nu_{LT}$  : Major Poisson's Ratio
- $\rho$  : Density
- L : Longitudinal direction
- T : Transverse direction
- UD : Unidirectional Composite

表2 積層構成



有限要素分割については、周辺固定平板の1/4領域を要素数512、節点数289に、片持ち平板を要素数1024、節点数561に分割した。

夏村ら<sup>1,2)</sup>の実験及び解析の結果を参考にして衝撃荷

重の波形モデルをここでは図2のような三角形波に設定する。

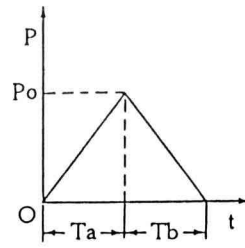


図2 衝撃荷重の波形モデル

最初に周辺固定平板の点C3に図2の波形を有する集中荷重を平板に垂直な方向に作用させた。ただし、 $P_o = 9807 \text{ N}$ ,  $T_a = T_b = 25 \mu \text{ sec}$ , 時間ステップ幅  $\Delta t = 0.5 \mu \text{ sec}$  を用いた。このときの点M5におけるひずみ  $\epsilon_x$  の応答曲線を図3に示す。また片持ち平板の点C1に同じ集中荷重を作用させたときの点M2におけるひずみ  $\epsilon_x$  の応答曲線を図4に示す。

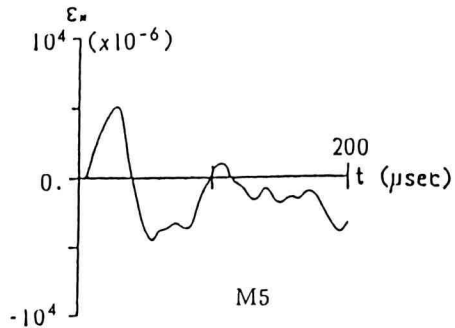


図3 ひずみ  $\epsilon_x$  の応答曲線

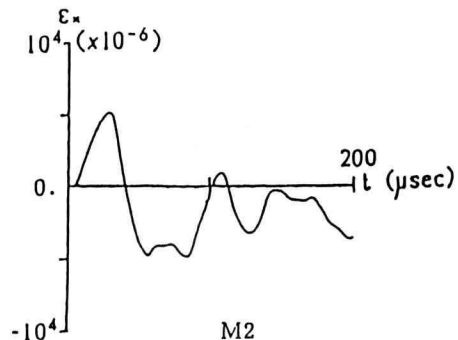


図4 ひずみ  $\epsilon_x$  の応答曲線

図3と図4において、衝撃荷重が負荷された後100

$\mu$  secまでのひずみ応答曲線の差はほとんどないことが明らかになった。また文献 [4] の実験結果においても Glass/Carbon (UD) のはく離量が周辺固定平板と片持ち平板の場合で差がほとんどないと報告されている。これは衝撃荷重によるはく離が衝撃直後  $100 \mu$  secまでに発生したことを裏付けている。

片持ち平板のM2の位置におけるひずみ  $\epsilon_x$  の応答曲線の立ち上がりより計算した波の伝播速度は、 $3700 \text{ m/sec}$ 程度であり、平面弾性波の縦波に相当している。またM1とM2の位置におけるピーク値の時間の差により計算した伝播速度は  $830 \text{ m/sec}$ 程度であり、これは板の曲げ波動に相当している。

また、片持ち平板をはり要素でモデル化して、パソコンで計算した線形動的応答解析の結果を含めて、衝撃直後の  $100 \mu$  sec以内において最初に発生する最大の引張りひずみ及び最大の圧縮ひずみを表3に示す。ただし、表中の時刻は衝撃直後からの値である。

この表から非線形解析の結果は実験値と良好な一致を示している。さらに、線形はり要素を用いたパソコンでの計算でも、ある程度の目安となる値が得られることが可能である。ここで行った非線形解析は、スーパーコンピュータで約200分程度の計算時間を要したが、パソコンでの線形計算では、僅か13秒であった。

表3 衝撃直後の最初の最大ひずみ  $\epsilon_x$

(a) 引張りひずみ

	実験値	非線形解析	線形はり要素
ひずみの値	0.005	0.005	0.006
時刻 ( $\mu$ sec)	22	30	50

(b) 圧縮ひずみ

	実験値	非線形解析	線形はり要素
ひずみの値	0.005	0.005	0.006
時刻 ( $\mu$ sec)	57	74	158

ついて示したものである。また図 (b) は片持ち平板の2次の固有モードである。この図では2次のねじりモードが生ずる以前に自由端に沿って伝播している曲げのエッジウェーブ<sup>13)</sup>が生じていることを示している。

一方、平板の面内に集中荷重が作用する場合を扱う。図1の点C4 (固定端から95mmの位置) に自由縁に垂直で平板の面内に図2の波形を有する集中荷重を负荷した。ただし、 $P_0=4903 \text{ N}$ ,  $T_a=T_b=10 \mu$  sec, 時間ステップ幅  $\Delta t=0.5 \mu$  secを用いた。

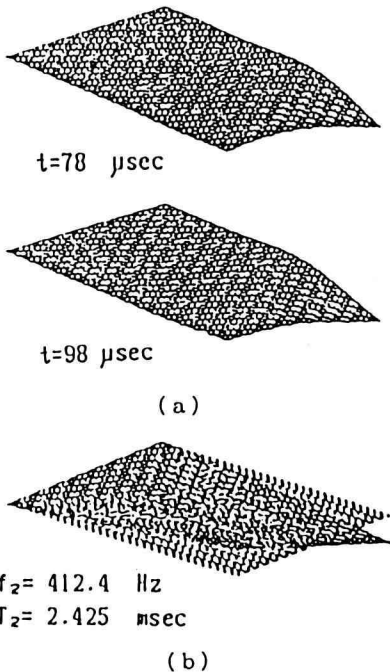


図5 変形図と2次の固有モード

次に、図1の点C2に図2の波形を有する作用させた。図5 (a) はこのときの変形図を  $t = 78, 98 \mu$  secに

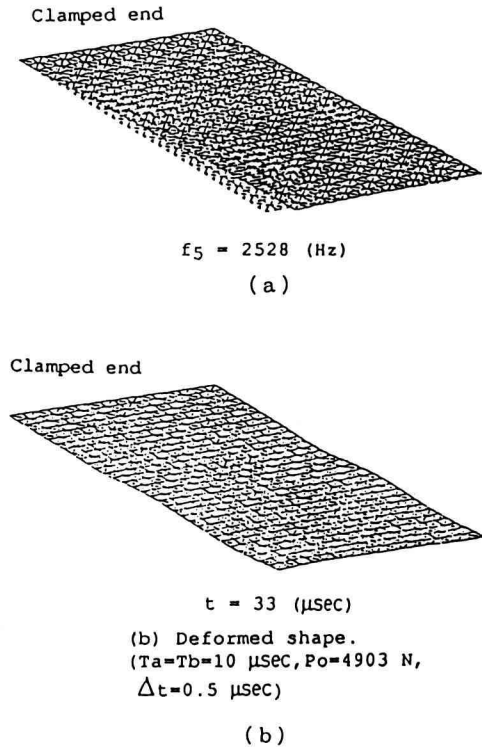


図6 5次の固有モードと変形図

図6 (a) は片持ち平板の5次の固有振動モードである。

このモードは面内のせん断変形を表している。また図 (b) は  $t = 3.3 \mu\text{sec}$  における変形状態を示している。この場合にもせん断の変形が生ずる以前に自由縁に沿って伝播する面内のエッジウェーブ<sup>1,3)</sup>が生じていることが、明らかになった。

#### 4. 結論

先端複合材料の1次構造部材への適用に際し、衝撃問題が重要になっている。本研究では航空機エンジンの複合材ファンブレードの簡易モデルとして、複合材平板の衝撃解析を行った。結果をまとめると以下のようになる。

(1) 衝撃後  $100 \mu\text{sec}$  以前のひずみ応答曲線について、周辺固定と片持ち平板の境界条件による差がほとんどないことが明らかになり、文献における実験結果を裏付けることができた。

(2) 平板に垂直な衝撃荷重が作用した場合には、平板の自由縁に沿って曲げのエッジウェーブが発生し、平板の面内において自由縁に垂直な面内荷重が作用するときは、伸縮のエッジウェーブが発生することが、数値シミュレーションにより確認することができた。また、ファンブレード形状のように前縁及び後縁で板厚が薄くなっている部分においては、このエッジウェーブにより、複合材料のはく離開口が生じやすいことが解析から明確になり、文献の実験におけるはく離開口の結果を説明することができた。

(3) 平板をはり要素でモデル化して、線形応答解析を行った結果においても、衝撃直後の  $100 \mu\text{sec}$  以内におけるひずみの値をパソコンで瞬時にある程度の値を評価することができることが確認できた。

今後複合材平板の衝撃解析は、ファンブレードの簡易モデルに限らず、多くの構造物を対象とした解析に重要になってくると考えられるため、解析解の利用とともにパソコンを用いた解析システムを発展させていくことも重要な課題といえる。

最後に本研究は、神奈川工科大学と航空宇宙技術研究所との共同研究「有限要素法の有用性に関する研究」において行われたものであることをここに記し、関係各位に感謝の意を表す。

#### 参考文献

- 1) Chamis, C. C., Composite Mechanics for Engine Structures, ASME Paper 87-GT-88, (1988), pp. 1-17.
- 2) 宮地 敏雄, 複合材料の高バイパス比ターボファンエンジンへの適用の研究, 日本航空宇宙学会, 第29回航空原動機に関する講演会講演集, (1989), pp. 20-25.
- 3) 正木 彰樹, 航空機用エンジンと複合材料, 日本複合材料学会誌, 第14巻 第1号, (1988), pp. 2-8.
- 4) 塩谷 義, ファンエンジンの異物吸込みによる羽根の衝撃破壊, 日本航空宇宙学会誌, 第35巻 第397号, (1987), pp. 1-6.
- 5) Zenkiewicz, O. C., The Finite Element Method, Third Edition, McGraw-Hill, pp. 93-103, pp. 241-246.
- 6) Meek, J. L., Matrix Structural Analysis, McGraw-Hill Kogakusha, (1971), pp. 503-514.
- 7) Jones, R. M., Mechanics of Composite Materials, McGraw-Hill Kogakusha, (1975), pp. 147-156, pp. 243-245.
- 8) Tsai, S. W. and Hahn, H. T., Introduction to Composite Materials, TECHNOMIC, (1980), pp. 217-275.
- 9) Fung, Y. C., Foundation of Solid Mechanics, Prentice-Hall Inc., (1965), pp. 463-470.
- 10) Owen, D. R. J. and Hinton, E., Finite Elements in Plasticity: Theory and Practice, Pineridge Press Limited, U. K., (1980), pp. 432-433.
- 11) Bath, K. J., Wilson, E. L., Numerical Methods in Finite Element Analysis, Prentice-Hall Inc, (1976), pp. 494-521.
- 12) 夏村 匡, 田中 保幸, 川嶋 鋭裕, 大竹 邦彦, FRP製ATP翼の衝撃解析(1), 日本航空宇宙学会, 第29回航空原動機に関する講演会講演集, (1989), pp. 14-19.
- 13) F. C. Moon, Wave Propagation and Impact in Composite Materials, L. J. Broutman & R. H. Krock ed: "Composite Materials", Vol. 7, C. C. Chamis ed: "Structural Design and Analysis, Part 1" Academic Press, (1975), pp. 259-332.