

鋼球の衝突を受けた際に CFRP 積層板に生じる損傷の温度依存性*

清水 理能^{*1}, 五嶋 孝仁^{*1}Temperature Dependence of Damage in CFRP Laminates
Subjected to Collision of Steel BallMasayoshi SHIMIZU^{*2} and Takahito GOSHIMA^{*2} Faculty of Engineering, Toyama University,
3190 Gofuku, Toyama-shi, Toyama, 930-8555 Japan

In the present paper, temperature dependence of damage on CFRP laminates subjected to collision of steel ball was considered from viewpoint of impact load and impulsive stress. The histories of impact load and transverse stresses in a CFRP laminate are analyzed theoretically by means of three-dimensional theory and Hertzian analysis of contact with anisotropic thermoviscoelastic property. Impact damages were generated by collision of steel ball under various thermal conditions. As a result, the maximum of transverse stresses subjected to collision of steel ball are influenced by impact load and they suddenly decrease over the primary glass transition temperature. When transverse stresses are compared with delaminations, large transverse shear stress occurs in the direction where delamination progresses greatly. Therefore the direction to progress of a delamination is explained by the transverse shear stress distribution. And the transverse stresses and delamination areas are small under high thermal environments.

Key Words: Composite Material, Reinforced Plastics, Thermoviscoelasticity, Constitutive Equation, Anisotropy

1. 緒 論

近年, 炭素繊維強化プラスチック(CFRP)積層板の使用環境が広範囲になり環境温度の影響は無視できないものになっている^(1,2). また従来より CFRP 積層板について異物衝突損傷 (FOD: Foreign Object Damage)⁽³⁾ が大きな問題になっている. CFRP は樹脂を炭素繊維で強化したものであり, その挙動は熱粘弾性特性を示すことから, 著者ら⁽⁴⁾ は種々の温度環境下での衝撃損傷について熱粘弾性特性の観点から考察を行ない, 衝撃損傷と熱粘弾性特性との間に密接な関係があることを実験により明らかにした. また, 異物衝突損傷の中でも層間剥離の発生および進展に面外せん断変形が重要な意味を持つことを示した. これらのことから種々の温度環境下での CFRP の衝撃損傷を考察するためには熱粘弾性特性を考慮した動的な面外応力を明らかにすることが必要となる.

CFRP 積層板の面外応力を解析するためには三次元的な応力分布を求める必要があり, 著者ら⁽⁵⁾ は衝撃荷重の作用する CFRP 積層板について三次元理論による熱粘弾性特性を考慮した解析を行った. その

結果, 面外応力の最大値については温度環境に関わらず, ほぼ一定となることを示した. 飛翔体が CFRP 積層板に衝突するような場合では衝撃荷重が未知であり, 荷重の解析には積層板の変形を考慮する必要がある. 特に環境温度が高くなると積層板の変形が増大し衝撃荷重が低温の場合と比べて小さくなることが予想される. しかし実際に衝突により生じる衝撃応力の時間変動に及ぼす温度の影響を明らかにした研究は行われていない.

よって本研究では衝撃損傷の温度依存性を考察するため, 温度環境下にある CFRP 積層板に鋼球が衝突したときの衝撃荷重および面外応力を解析し, 実験により明らかにされた層間剥離との関連について検討する. 解析には著者らの提案した異方性熱粘弾性構成方程式⁽⁶⁾に基づいて Hertz の接触理論および三次元理論を用いて行うこととする.

2. 理論解析

2.1 CFRP の構成方程式 CFRP を一定温度下の x 軸を異方性主軸とする横等方性熱粘弾性体とすれば, 応力 $\sigma_i = \{\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \tau_{yz}, \tau_{zx}, \tau_{xy}\}$ とひずみ $\varepsilon_j = \{\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \gamma_{yz}, \gamma_{zx}, \gamma_{xy}\}$ の関係は複素弾性率

* 原稿受付 2002年10月10日.

*¹ 正員, 富山大学工学部(〒930-8555 富山市五福3190).

E-mail: shim@eng.toyama-u.ac.jp

$C_{ij}(t, a_{T_0})$ を用いて一般的に次式のように表すことができる。

$$\sigma_i = C_{ij}(0, a_{T_0})(\epsilon_j + \alpha_j \Delta T) + \int_0^t C_{ij}(t - \tau, a_{T_0})(\epsilon_j + \alpha_j \Delta T) d\tau \quad \dots\dots\dots(1)$$

ここで t は時間であり、複素弾性率は温度時間換算則に従い、通常次式で示されるシフトファクター a_{T_0} により温度 T あるいは時間 t に対して変化する。

$$\log a_{T_0}(T) = \frac{\Delta H}{2.303R} \left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_0} \right) \dots\dots\dots(2)$$

ここで ΔH は活性化エネルギー、 R は気体定数、 T_0 は基準温度である。複素弾性率 $C_{ij}(t, a_{T_0})$ は換算時間 t に対応する周波数 f に対して工学的粘弾性定数 $E_L(f)$, $E_T(f)$, $G_{LT}(f)$, ν_{LT} , ν_{TT} , ν_{LL} により関係づけられる。ここで下付添字 L および T は繊維方向および繊維に直角方向を示す。工学的粘弾性定数を求めるために著者らは繊維を等方性弾性体とし樹脂を等方性熱粘弾性体として考え、それぞれの弾性定数 E_F および熱粘弾性定数 $E_M(f)$ より簡便に異方性粘弾性定数を同定できることを示した。具体的な方法については文献⁽⁶⁾の通りである。

2.2 三次元理論

図1に示されるように縦 $2a$, 横 $2b$ および厚さ $2h$ の周辺単純支持された CFRP 積層板を考える。 x 軸方向を θ 方向として繊維配向は $[0^\circ/90^\circ]_{SM}$ とする。積層板上面に分布する衝撃荷重 F を作用させた場合について応力解析を行なう。

このときの境界条件は以下ようになる。

$$\begin{aligned} z = h \text{ において } & \sigma_z = F(x, y, t), \tau_{xz} = \tau_{yz} = 0 \\ z = \pm \frac{h}{2} \text{ において } & u, v, w, \alpha_x, \tau_x, \tau_z \text{ は連続} \\ z = -h \text{ において } & \sigma_z = 0, \tau_{xz} = \tau_{yz} = 0 \\ x = \pm a \text{ において } & \sigma_x = v = w = 0 \\ y = \pm b \text{ において } & \sigma_y = u = w = 0 \end{aligned} \quad \dots\dots\dots(3)$$

直交座標系における応力の平衡方程式は次のように与えられる。

$$\begin{aligned} \frac{\partial \sigma_x}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} &= \rho \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} \\ \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_y}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} &= \rho \frac{\partial^2 v}{\partial t^2} \quad \dots\dots\dots(4) \\ \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} &= \rho \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} \end{aligned}$$

ここで ρ は CFRP の平均密度を示す。式(4)を Laplace 変換を行ない、さらに式(1)を代入すれば x 軸が繊維方向である層の変位の方程式を得る。

$$\begin{aligned} \bar{C}_{11}^p \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial \xi^2} + \bar{C}_{55}^p \left(\frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial \eta^2} + \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial \zeta^2} \right) \\ + (\bar{C}_{12}^p + \bar{C}_{55}^p) \left(\frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial \xi \partial \eta} + \frac{\partial^2 \bar{w}}{\partial \xi \partial \zeta} \right) &= p^2 C_{11}^0 \bar{u} \\ \bar{C}_{55}^p \frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial \xi^2} + \bar{C}_{22}^p \frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial \eta^2} + \frac{\bar{C}_{22}^p - \bar{C}_{23}^p}{2} \frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial \zeta^2} \\ + (\bar{C}_{55}^p + \bar{C}_{12}^p) \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial \xi \partial \eta} + \frac{\bar{C}_{22}^p + \bar{C}_{23}^p}{2} \frac{\partial^2 \bar{w}}{\partial \eta \partial \zeta} \\ &= p^2 C_{11}^0 \bar{v} \\ \bar{C}_{55}^p \frac{\partial^2 \bar{w}}{\partial \xi^2} + \frac{\bar{C}_{22}^p - \bar{C}_{23}^p}{2} \frac{\partial^2 \bar{w}}{\partial \eta^2} + \bar{C}_{22}^p \frac{\partial^2 \bar{w}}{\partial \zeta^2} \\ + (\bar{C}_{55}^p + \bar{C}_{12}^p) \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial \xi \partial \eta} + \frac{\bar{C}_{22}^p + \bar{C}_{23}^p}{2} \frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial \eta \partial \zeta} \\ &= p^2 C_{11}^0 \bar{w} \end{aligned} \quad \dots\dots\dots(5)$$

ここで

$$\frac{x}{a} = \xi, \quad \frac{y}{a} = \eta, \quad \frac{z}{a} = \zeta, \quad \tau = \frac{t}{a} \sqrt{\frac{C_{11}^0}{\rho}} \quad \dots\dots\dots(6)$$

であり、 ρ は密度、 C_{11}^0 は繊維方向の基準弾性率である。なお Laplace 変換は次式で定義される。

$$\bar{g}(p) = \int_{-\infty}^{\infty} g(\tau) \exp(-p\tau) d\tau \quad \dots\dots\dots(7)$$

また \bar{C}_{ij}^p は次式のように表される。

$$\bar{C}_{ij}^p = C_{ij}(0, a_{T_0}) + \bar{C}_{ij}(p, a_{T_0}) \quad \dots\dots\dots(8)$$

式(5)の一般解は板の単純支持条件を満足するようにすれば次のようになる。

$$\begin{aligned} \bar{u} &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{j=1}^{\infty} U_j \exp(s_j \xi) \sin(P_m \xi) \cos(Q_n \eta) \\ &= \bar{u}_F + \bar{u}_\alpha \\ \bar{v} &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{j=1}^{\infty} U_j \exp(s_j \xi) \cos(P_m \xi) \sin(Q_n \eta) \\ &= \bar{v}_F + \bar{v}_\alpha \\ \bar{w} &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{j=1}^{\infty} U_j \exp(s_j \xi) \cos(P_m \xi) \cos(Q_n \eta) \\ &= \bar{w}_F + \bar{w}_\alpha \end{aligned} \quad \dots\dots\dots(9)$$

ここで添え字 F および α はそれぞれ衝撃荷重によ

り生じた変位と熱膨張により生じた変位を示し、 P_m 、 Q_n は次式で与えられる。

$$P_m = \frac{(2m-1)\pi}{2}, \quad Q_n = \frac{(2n-1)\pi}{2} \frac{a}{b} \dots\dots\dots(10)$$

また s_j は次の特性方程式の相異なる 6 根を示す。

$$|A_{ij}| = 0 \dots\dots\dots(11)$$

また式(9)を式(5)に代入することによって次の関係が求められる。

$$\begin{aligned} U_j &= \frac{A_{12}A_{23} - A_{13}A_{22}}{A_{11}A_{22} - A_{12}^2} W_j \\ V_j &= \frac{A_{12}A_{23} - A_{11}A_{23}}{A_{11}A_{22} - A_{12}^2} W_j \end{aligned} \dots\dots\dots(12)$$

ここで

$$\begin{aligned} A_{11} &= \bar{C}_{11}^p P_m^2 + \bar{C}_{55}^p Q_n^2 - \bar{C}_{55}^p s_j^2 + p^2 C_{11}^0 \\ A_{12} &= (\bar{C}_{12}^p + \bar{C}_{55}^p) P_m Q_n \\ A_{13} &= (\bar{C}_{12}^p + \bar{C}_{55}^p) P_m s_j \\ A_{22} &= \bar{C}_{55}^p P_m^2 + \bar{C}_{22}^p Q_n^2 - \frac{\bar{C}_{22}^p - \bar{C}_{23}^p}{2} s_j^2 + p^2 C_{11}^0 \\ A_{23} &= \frac{\bar{C}_{22}^p + \bar{C}_{23}^p}{2} Q_n s_j \\ A_{33} &= \bar{C}_{55}^p P_m^2 + \frac{\bar{C}_{22}^p - \bar{C}_{23}^p}{2} Q_n^2 - \bar{C}_{22}^p s_j^2 + p^2 C_{11}^0 \end{aligned} \dots\dots\dots(13)$$

である。

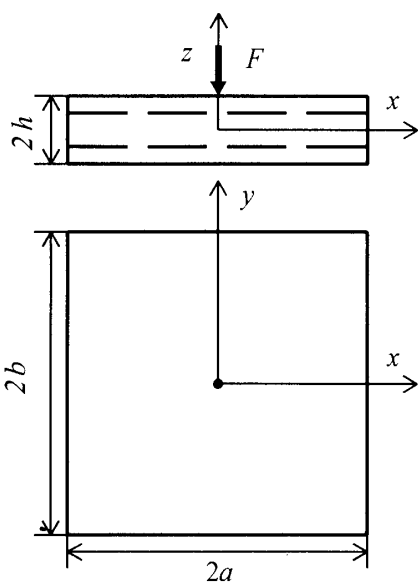


Fig. 1 Analysis Model of CFRP Laminate

なお y 軸を繊維方向とする場合は式(5)において x と y の座標を変換すればよい。このようにして求められた各層の一般解を式(3)の第 1 式から 3 式に代入すれば、各層ごとに未定係数 W_j が得られる。

さらに境界条件により各層の一般解の未定係数を決定することにより積層板の Laplace 変換解を得る。その後、数値逆変換に行い、変位、応力の時間変動の数値解を得る。具体的な解法については文献(6)の通りである。

2.3 Hertz の接触理論

CFRP 積層板に鋼球が速度 V_0 で衝突する場合を考える。2 物体の接触は動的問題においても 2 物体の接触は Hertz の接触理論(7,8)に従うものとすれば荷重 $F(t)$ および 2 物体の相対接近量 z_0 の間には次の関係がある。

$$F(t) = k z_0^{3/2} \dots\dots\dots(14)$$

ここで式(14)の k は衝突する 2 物体の材質と接触部の近傍の形状および弾性係数から得られ、本章で求めるような鋼球と積層板の場合は以下のようになる。

$$k = \frac{4}{3} \frac{1}{\frac{1-\nu_I}{E_I} + \frac{1-\nu_P}{E_P}} \sqrt{r_I} \dots\dots\dots(15)$$

ここで E および ν は縦弾性係数およびポアソン比であり、添字 I, P はそれぞれ鋼球および CFRP 積層板を示す。また r は鋼球の半径である。CFRP のように平板が異方性体の場合、弾性積層板については

$$E_P = E_T \dots\dots\dots(16)$$

として繊維と直角方向の弾性係数 E_T を用いるのが通常の方法である(9,10)。本研究では熱粘弾性体を解析対象としているため、 E_T は弾性定数に相当する複素弾性率の実部である動的弾性率を用いることとし、そのため E_T は時間に依存することになる。

Fig. 2 のように鋼球が CFRP 積層板に初速度 V_0 で衝突し積層板と鋼球が接触している場合、相対接近量は次式で表される。

$$z_0 = V_0 t - \{u_I(t) - u_P(t)\} \dots\dots\dots(17)$$

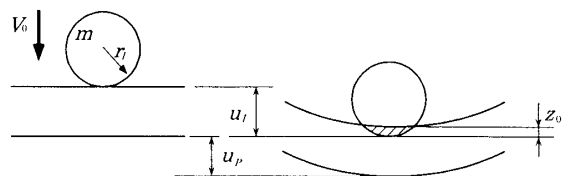


Fig. 2 Two Bodies of Revolution for Hertzian Analysis of Contact

ここで u_i および u_p はそれぞれの荷重点における変位を示す。

式(17)を式(14)に代入すると次のようになる。

$$\left\{ \frac{F(t)}{k(t)} \right\}^{\frac{2}{3}} = V_0 t - \{u_i(t) - u_p(t)\} \dots\dots\dots(18)$$

鋼球, CFRP 積層板のステップ応答をそれぞれ $H_i(t)$ および $H_p(t)$ とすると Duhamel の積分を用いて $u_i(t)$, $u_p(t)$ は次式のように表すことができる。

$$u_i(t) = \int_0^t F(\gamma) \frac{dH_i(t-\gamma)}{d(t-\gamma)} d\gamma$$

$$u_p(t) = \int_0^t F(\gamma) \frac{dH_p(t-\gamma)}{d(t-\gamma)} d\gamma$$

\dots\dots\dots(19)

式(19)を式(18)に代入すれば衝撃荷重 $F(t)$ の時間変動を求める非線形積分方程式が次のように導かれる。

$$\left\{ \frac{F(t)}{k(t)} \right\}^{\frac{2}{3}} = V_0 t$$

$$- \int_0^t F(\gamma) \left\{ \frac{dH_i(t-\gamma)}{d(t-\gamma)} + \frac{dH_p(t-\gamma)}{d(t-\gamma)} \right\} d\gamma \dots\dots\dots(20)$$

式(20)を無次元化すると次のようになる。

$$KP(\tau)^{\frac{2}{3}} = \tau$$

$$- \int_0^\tau P(\tau) \left\{ \frac{dh_i(\tau-\gamma)}{d(\tau-\gamma)} + \frac{dh_p(\tau-\gamma)}{d(\tau-\gamma)} \right\} d\gamma \dots\dots\dots(21)$$

ここで

$$F(\tau) = F_0 f(\tau)$$

$$K = \frac{1}{aV_0} \sqrt{\frac{C_{11}^0}{\rho}} F_0^{\frac{2}{3}}$$

$$P(\tau) = \frac{f\left(a\tau \sqrt{\frac{\rho}{C_{11}^0}}\right)}{k(\tau)}$$

$$h(\tau) = \frac{F_0}{aV_0} \sqrt{\frac{C_{11}^0}{\rho}} H(\tau)$$

\dots\dots\dots(22)

である。

それぞれの時間での E_T を求め, 式(21)の時間微分および積分を $\tau = n\Delta\tau$ として差分化し鋼球および CFRP 積層板のステップ応答を時間増分 Δt ごとに式(21)に代入すれば逐次, 衝撃荷重 $P(t)$ を求めることができる。

3. 数値解析

3.1 計算条件 炭素繊維/エポキシ樹脂の一方方向プリプレグ(東レ製, T300#2500)により形成された CFRP 積層板を解析の対象とした。数値計算に必要な弾性定数および粘弾性定数は一方方向 CFRP 積層板の繊維方向および繊維と垂直方向における熱粘弾性特性を動的粘弾性測定器により測定した結果より同定した⁶⁾。

線膨張係数については熱粘弾性特性を測定したものと同じプリプレグを積層した一方方向 CFRP 積層板を用いて横型熱膨張計(真空理工, DL-7000y-H)を用いて繊維方向と繊維に垂直方向について解析を行った。その結果繊維方向については値に変化は見られなかったが繊維に垂直方向については変化が見られたため表 1 に示す値とした。

解析において, CFRP 積層板は一辺 100mm の正方形, 厚さ 10mm であり, 繊維配向は $[0^\circ/90^\circ]_{SYM}$ とし, 直径 5mm, 質量 0.5g の鋼球が衝突するものとした。なお鋼球の縦弾性係数は 206GPa とし, ポアソン比は 0.3 とした。

また CFRP 積層板のステップ応答は試験片中央に集中荷重を与えたときの荷重点の時間変動を三次元理論より求め, 衝撃応力を求める際には Hertz の接触理論により求めた衝撃荷重を試験片中央に与えることで解析を行った。

3.2 衝撃荷重の計算結果 CFRP 積層板および鋼球のステップ応答を用いて Hertz の接触理論により衝撃荷重を求めた。

図 3 にそれぞれ 293K および 473K の温度環境下において鋼球の衝突により生じた衝撃荷重の時間変化を示す。いずれの温度とも衝撃荷重は正弦波状になっており, 衝突速度に対して荷重の最大値はほぼ比例している。また衝撃荷重の作用時間は衝突速度の増加につれ短くなる傾向が見られる。特にガラス転移温度を越えた温度以上では荷重の最大値が激減し作用時間は長くなることがわかる。

また図 4 に衝突速度 100m/s のとき衝撃荷重の最大値と温度の関係を示す。衝撃荷重の最大値は動的弾性率 E_T に大きく影響されることがわかる。

Table 1 Coefficients of Thermal Expansion of CFRP

	~-75°C	-75°C~ 52°C	52°C~ 140°C	140°C~
α_L	1.75×10^{-6}			
α_T	1.67×10^{-6}	3.34×10^{-6}	6.86×10^{-5}	1.39×10^{-4}

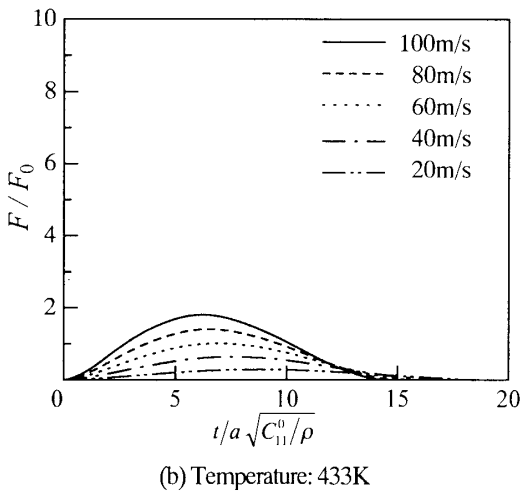
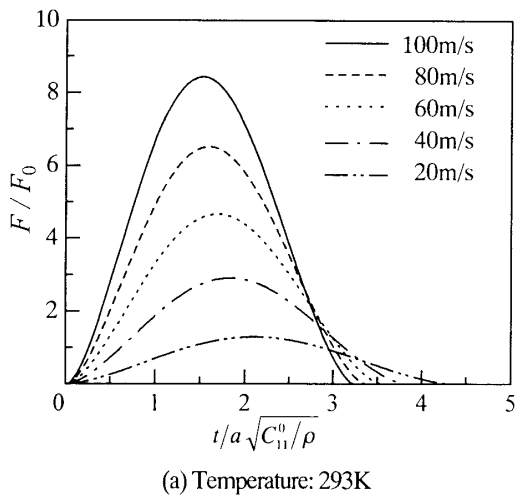


Fig. 3 Histories of Impact Loads ($F_0 = 1$ [kN])

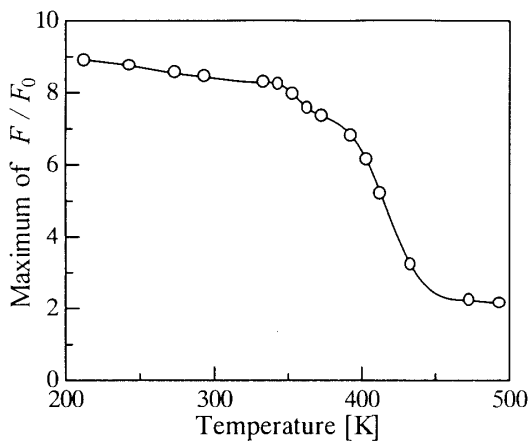


Fig. 4 Relationship between Temperature and Maximum of Impact Load
(Impact Velocity: 100m/s, $F_0 = 1$ [kN])

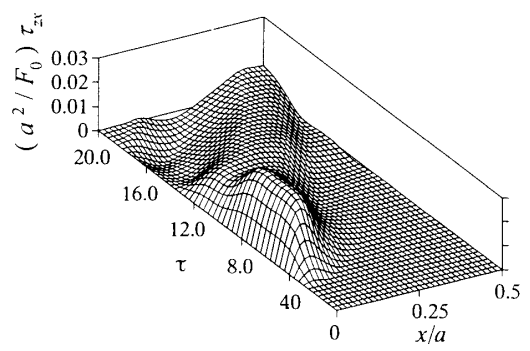
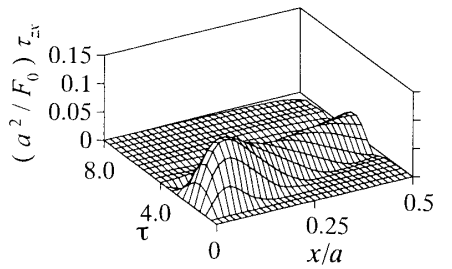
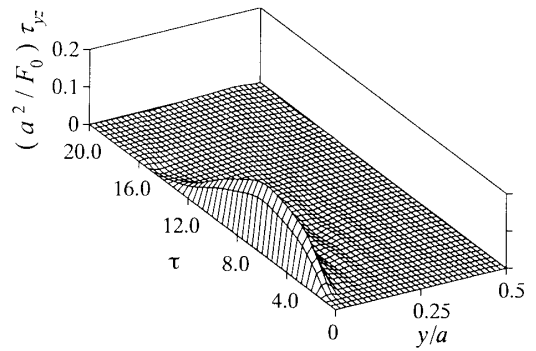
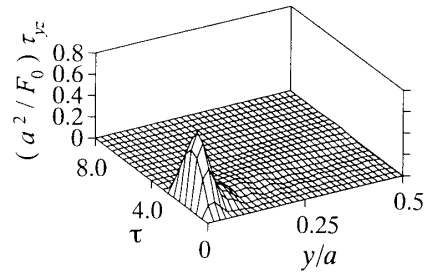


Fig. 5 Distribution Histories of Transverse Stresses on Interfaces of CFRP Laminate
(Impact Velocity: 100m/s, $F_0 = 1$ [kN])

3.3 衝撃応力の計算結果 鋼球の衝突により各層間に生じる面外応力 τ_x および τ_y の最大応力を検討した結果、衝撃面から近い層間(以下層間 A とする)では y 軸上の面外応力 τ_y が大きく、衝撃面から遠い層間(以下層間 B とする)では x 軸上の面外応力 τ_x が大きいことがわかった。よって 293K および 473K における層間 A の y 軸上の面外応力 τ_y および層間 B の x 軸上の面外応力 τ_x を、衝突速度 100m/s の場合について図 5 に示す。なお -100°C における面外応力は 20°C での面外応力と同様の履歴を示した。

図 5 より面外荷重は衝撃荷重の履歴とほぼ同様の正弦波に近い履歴が見られる。また 20°C での最大荷重に比較して 160°C での最大荷重は 0.21 倍であり、層間 A の面外応力 τ_y は 20°C の場合に比較して 0.25 倍であり、層間 B の τ_x では 0.24 倍となっている。面外応力は最大荷重の最大値に大きく依存していることから、異物が衝突する場合に生じる層間の面外応力は主に衝突により生じる衝撃荷重が支配していると考えることができる。

4. 考 察

4.1 衝撃試験方法 熱粘弾性測定に用いたものと同様の一方向プリプレグシートを積層し加圧成形したものを試験片として用いた。試験片の繊維配向は $[0^\circ/90^\circ]_{\text{SYM}}$ であり、その形状は厚さ 3.75mm、長さ 180mm、幅 40mm である。衝撃試験装置から発射される鋼球を恒温槽内に設置された雰囲気温度下の試験片に衝突させた。使用した鋼球の直径は 5mm、質量は 0.5g である。試験片は厚さ 10mm の有孔鋼板 ($\phi 150\text{mm}$) で挟みこむことで支持した。鋼球が試験片に衝突する直前に 2 定点間の通過時間をレーザー光により測定して鋼球の衝突速度を求め、その運動エネルギーを衝撃エネルギーとする。

温度条件として -60°C から 160°C の温度範囲を対象として衝撃試験を行い、超音波探傷機 (日立建機, AT-5000) を用いて生じた層間剥離の観察および面積の測定した。

4.2 衝撃損傷の温度依存性の考察 図 6 に超音波探傷機により観察された代表的な層間剥離の写真を示す。図 6 の A および B はそれぞれ層間 A および層間 B において生じた層間剥離を示す。層間剥離は主にそれぞれの層間において衝撃面から遠い層の繊維方向に大きく進展している。環境温度および衝撃エネルギーに対する層間剥離 A および B の面積の変化を図 7 に示す。剥離 A および B ともに温度が高くなるにつれて発生する面積は小さくなり特に層間剥離 B が著しく減少する。

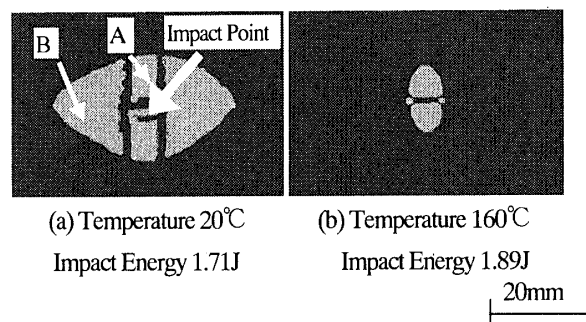
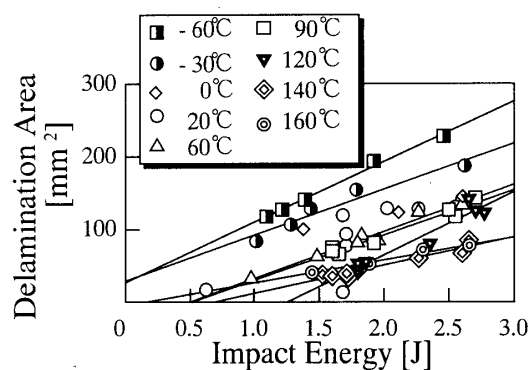
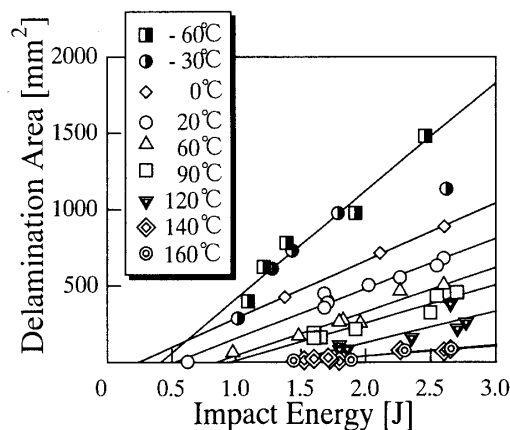


Fig. 6 Delaminations after Impact under Thermal Environment



(a) Delamination A



(b) Delamination B

Fig. 7 Relations between Damage Area and Impact Energy under Thermal Environment

また大部分の環境温度において室温^(11, 12)と同様に剥離面積と衝撃エネルギーとの間に線形関係があることがわかる。これを最小二乗法により近似した結果を図中にそれぞれ実線で示す。ただし 20°C および 0°C における剥離 A の面積、 -30°C における剥離 B の面積には衝撃エネルギーと線形関係が見られなかったため省略する。図 7 で示した近似直線の傾きは

単位衝撃エネルギーあたりに発生する層間剥離面積として考えられる。剥離 A においては近似直線の傾きが低温から 90℃まではほぼ一定の値をとり、120℃で大きくなるが、それ以上の温度で小さくなるのがわかる。また B 界面においては-60℃と 0℃との間、120℃と 140℃との間で傾きが大きく変化することがわかる。

層間剥離と面外応力を比較すると層間剥離が大きく進展する方向に大きな面外応力が発生していることがわかる。また高温環境になるにつれて層間剥離および面外応力が小さくなっている点でも一致している。しかし低温環境になるに従い層間剥離は大きくなるのに対し、面外応力はほとんど変化しない。これらのことより広い温度範囲におけるさらに詳しい考察を行うためには面外応力だけでなく破壊靱性値にも温度依存性があること⁽¹³⁾などを考慮する必要があると考えられる。

5. 結 言

本研究では CFRP の熱粘弾性特性を考慮した三次元理論および Hertz の接触理論により、CFRP 積層板に作用する衝撃荷重および生じる衝撃応力の解析を行い、CFRP 積層板に作用する衝撃損傷の温度依存性の考察を行った。

その結果、鋼球が衝突したときに生じる面外応力の最大値は衝撃荷重に支配されガラス転移温度を越えた温度で急激に低下する。また各層間における面外せん断応力を比較すると、応力分布状態から層間剥離の進展が衝撃面から遠い層の繊維方向に大きく進展することを説明することができる。層間剥離面積の温度依存性をおおよそ熱粘弾性特性を考慮した

衝撃荷重の温度変化と対応することが明らかになった。さらに詳細に衝撃損傷の温度依存性を考察するためには、破壊靱性値の温度依存性についても考察する必要があると考えられる。

参考文献

- (1) 井上登志男, 日本複合材料学会誌, 16-1(1990), 10-13.
- (2) 横田栄, 平原誠, 日本航空宇宙学会誌, 34-394 (1986), 608-614.
- (3) Grszczuk, L. B. ed., ASTM STP 568(1975).
- (4) 清水理能, 足立忠晴, 荒井政大, 松本浩之, 日本機械学会論文集, 63-607A(1997), 603-609.
- (5) 清水理能, 足立忠晴, 荒井政大, 松本浩之, 日本機械学会論文集 65-638: A(1999), 2060-2066.
- (6) Shimizu, M., Adachi, T., Arai, M. and Matsumoto, H., *Experimental Mechanics* (ed. Allison, I. M.), 2(1998), 1387-1392.
- (7) Goldsmith, W., *Impact*, (1960), Edward Arnold Ltd, London.
- (8) Abrate, S., *Impact on Composite Structures*, (1998), Cambridge University Press, 6-25.
- (9) Sun, C. T., *An Analytical Method for Evaluation of Impact Damage Energy of Laminated Composites*, ASTM STP 617(1976), 427-440.
- (10) Sun, C. T., Chen, J. K., *On the Impact of Initially Stressed Composite Laminates*, *J. Composite Mat.*, 19(1985), 490-504.
- (11) Sun, C. T., ASTM STP 617(1976), 427-440.
- (12) Hong, S. and Lin, D., *Exp. Mech.*, 29-2(1989), 115-120.
- (13) 清水理能, 足立忠晴, 荒井政大, 中原拓也, 松本浩之, 日本機械学会論文集, 65-630A(1999), 282-286.