Osaka University Knowledge Archive

Title	レーザー衝撃によるCFRP積層材の超高速破壊
Author(s)	山内, 良昭; 中野, 元博; 尾崎, 典雅 他
Citation	材料. 2004, 53(3), p. 254-259
Version Type	VoR
URL	https://hdl.handle.net/11094/2982
rights	
Note	

Osaka University Knowledge Archive : OUKA

https://ir.library.osaka-u.ac.jp/

Osaka University

「材料」(J. Soc. Mat. Sci., Japan), Vol. 53, No. 3, pp. 254-259, Mar. 2004
論　文

レーザー衝撃によるCFRP積層材の超高速破壊†

山内良昭* 中野元博*
尾崎典雅** 田中和夫***

Fracture of CFRP under Hyper-Velocity Impact Using Laser-Accelerated Flyer

by

Yoshiaki YAMAUCHI*, Motohiro NAKANO*, Norimasa OZAKI** and Kazuo A. TANAKA***

We performed hyper-velocity impact tests that laser-accelerated aluminum flyer collided to carbon fiber reinforced plastics (CFRP) target. A short-pulsed intense laser beam can accelerate a small flyer as fast as LEO (low earth orbit) satellite velocity. We succeeded in observing the deformation and fracture behavior of the CFRP target with a high-speed framing camera. After the impact experiments, we investigated damages of the CFRP target with an optical microscope and a scanning electron microscope (SEM). As these results, the hyper-velocity impact fracture mechanism of CFRP was proposed as follows: (1) Under the impact back surface, spallations are caused by reflected tensile waves and the similar surfaces of the crack-opening mode I fracture are created. (2) The spalling cracks propagate along the direction of carbon fibers and produce the fracture surfaces of mode II or mixed-mode I/II. (3) At the center of the spalling layer, carbon fibers are kinked and broken by tension. For the lower laser energy, the above damages could not extend to carbon fiber breakage. On the basis of the fracture mechanism, we assembled a model for numerical analyses. Using the LS-DYNA3D, we conducted numerical simulation of the hyper-velocity impact tests. Displacement and velocity at back surface of the CFRP target calculated in the numerical analyses agreed comparably well with the results of the experiments.

Key words : Fracture, Shock waves, Hyper-velocity impact, CFRP, Laser, Orbital debris, Spallation, Delamination

1 緒　言

高速衝撃による材料の損傷や破壊の発生形態は，静荷重によるものと極めて異なることが知られている．特に近年，地球周回軌道上での国際宇宙ステーション建設が始まり，宇宙利用計画が具体化するにつれて，スペースデブリの衝突による超高速破壊が重大な問題となり，その対策が急務となっている.[1]そのためには，スペースデブリの衝突を模擬した高速衝撃試験を行い，高速破壊のメカニズムを解明する必要があるが，地上において第1宇宙速度7.9km/sを超える飛翔体を得ることは容易ではない．

著者らは，時間的，空間的にエネルギーを集中することのできる高強度極短パルスレーザーに注目し,[2)~4)]このレーザー照射により誘起される衝撃波を用いて，アルミニウム (Al) 飛翔体を6～9km/sまで加速し，炭素繊維強化樹脂 (CFRP) ターゲットに衝突させる試験を実施し，超高速衝撃により起こるCFRPの変形および破壊の過程を高速フレーミングカメラで撮影することに成功している.[5), 6)]本論文では，試験において撮影された高速フレーミングカメラ像，および試験後のターゲットの破面・断面観察から，超高速衝撃下でのCFRPターゲットの変形・破壊の進展モデルを提案した．さらに，このモデルに基づいた数値シミュレーションを行い，超高速破壊の進展メカニズムについて考察した．

2 超高速衝撃試験

Fig. 1に高強度パルスレーザーによる飛翔体加速の原理図を示す．レーザーを厚さ数十μmの金属箔に照射すると，レーザー照射面ではプラズマが生成されアブレーション圧力が発生する．その超高圧，極短時間の圧力パルスにより，レーザー照射部は飛翔体として撃ち出される．本研究では，このレーザー加速飛翔体を用いて，炭素繊維強化樹脂 (CFRP) 積層材をターゲットとした超高速衝撃試験を行った．

試験には，大阪大学レーザー核融合研究センターのガ

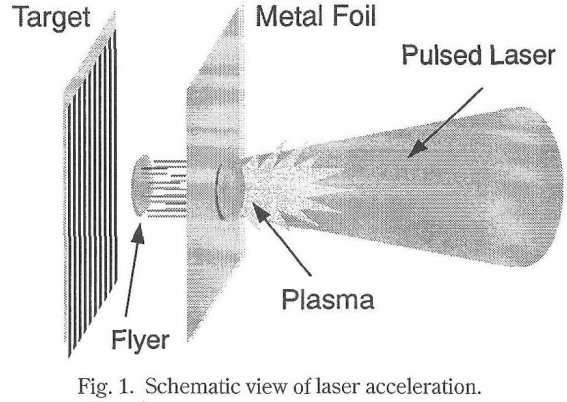

Fig. 1. Schematic view of laser acceleration.

† 原稿受理　平成15年6月6日　Received June 6, 2003
* 正会員　大阪大学大学院工学研究科精密科学専攻　〒565-0871　吹田市山田丘，Dept. of Precision Sci. & Tech., Osaka Univ., Yamada-oka, Suita, 565-0871
** LULI (Laboratoire pour l'Utilisation des Lasers Intenses), Ecole Polytechnique, 91128 Palaiseau Cedex, France
*** 大阪大学レーザー核融合研究センター　〒565-0871　吹田市山田丘，Inst. of Laser Eng., Osaka Univ., Yamada-oka, Suita, 565-0871

ラスレーザー激光 M II 号を使用した．このレーザーは，波長 1053nm，パルス幅 1ns の短パルスレーザーである．レーザーエネルギーは 10 ～ 30J であり，フォーカスレンズによりスポット径が 800μm になるように厚さ 12.5μm の Al 箔上に集光した．光強度にすると 2.0 ～ 6.0 × 10^{12} W/cm^2 である．飛翔体速度計測試験により得られたレーザーエネルギーと Al 飛翔体の速度との関係を Fig. 2 に示す．今回の試験条件では 6 ～ 9km/s の速度まで Al 飛翔体を加速することが可能である．

Fig. 3 に超高速衝撃試験装置の概略を示す．Al 飛翔体の超高速衝突によって起こる一方向強化 CFRP 積層材（厚さ 450μm）の変形・破壊の過程を飛翔体進行方向に対し垂直方向から高速フレーミングカメラにより観測した．試験に用いた一方向強化 CFRP 積層材の材料定数を Table I に示す．

Fig. 4 に超高速衝突試験において撮影された高速フレーミングカメラ写真を示す．これはレーザー照射エネルギー 26.4J，推定飛翔体速度 8.3km/s での写真である．

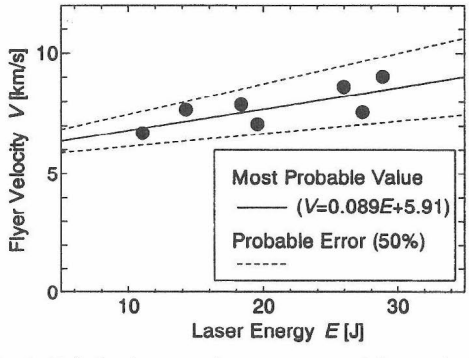

Fig. 2. Relation between laser energy and flyer velocity.

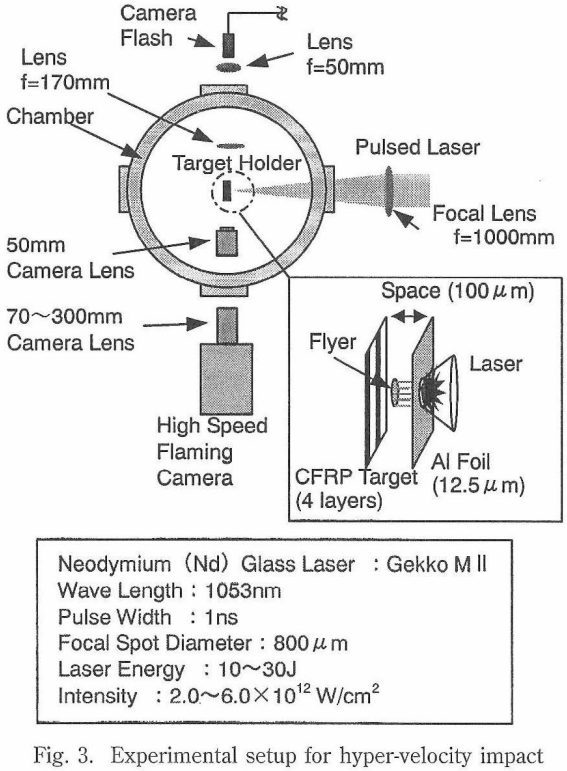

Fig. 3. Experimental setup for hyper-velocity impact test.

Table I. Mechanical properties of CFRP target.

Density ρ [kg/m^3]	Young's Moduli E_{11} [GPa]	Young's Moduli E_{22} [GPa]	Shear Modulus G_{12} [GPa]	Poisson's Ratio ν_{12}
1.36×10^3	139.5	11.5	4.7	0.29

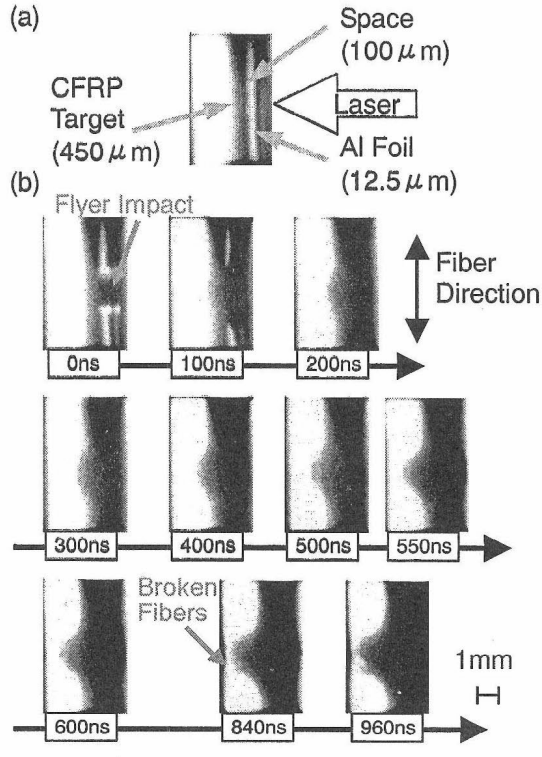

Fig. 4. Flaming images of hyper-velocity impact on CFRP target. (Laser energy 26.4J, Flyer velocity 8.3km/s)

(a)は飛翔体が撃ち出される前の写真である．写真には，右側から 12.5μm 厚 Al 箔，100μm のスペース，450μm 厚 CFRP ターゲットが順に撮影されている．(b)には特徴的なフレームを抜粋して示した．いずれのフレームも露光時間は 10ns である．レーザー照射により飛翔体が飛び出し，ターゲットに衝突した瞬間を 0ns とした．飛翔体の衝突によりターゲットの飛翔体衝突裏面が刻々と変形していく様子がとらえられた．特に，時刻 500ns と 550ns の間でターゲット裏面の突出量が急に大きくなっていることから，このフレーム間で CFRP ターゲット裏面の繊維が破断したものと考えられる．時刻 840ns 以降のフレームでは，このターゲット裏面の破断部分の繊維が独立に運動している様子が観察された．

試験後に回収されたターゲットの裏面および断面に残る損傷を光学顕微鏡により詳細に観察した．衝突裏面の様子を Fig. 5 に示す．衝突裏面の損傷は，レーザー照射エネルギー，すなわち飛翔体の衝突速度の違いにより，大きく異なっていた．飛翔体衝突速度が低い場合は，裏面に明瞭な損傷が認められなかった．飛翔体衝突速度 7.7km/s の (a) では，繊維方向に沿った 2 本のき裂が見られた．これらのき裂の間隔は約 800μm であった．一

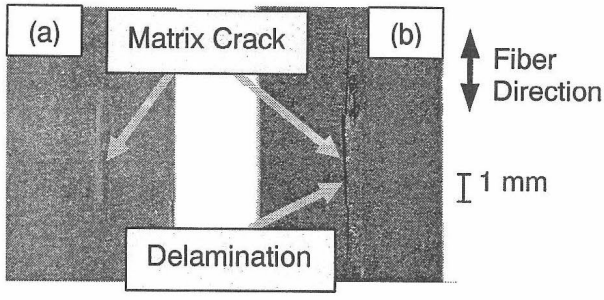

Fig. 5. Images of damages at back surface of CFRP target after experiment. ((a) Flyer velocity 7.7km/s, (b) Flyer velocity 8.3km/s)

方，飛翔体衝突速度 8.3km/s の (b) では，約 800μm 間隔の繊維に沿った 2 本のき裂が見られるだけでなく，それらのき裂間が長さ約 15mm にわたってはく離していた．

次に，Fig. 5 (b) のターゲット裏面近傍のはく離層を取り除き，はく離面を電子顕微鏡（SEM）により観察した．Fig. 6 (a) に全体像を示す．(b) には，飛翔体衝突部のちょうど裏面にあたる付近を高倍率で撮影した像を示す．(c) は飛翔体衝突部より 1mm 程度離れた位置の裏面を高倍率で撮影した結果である．(b) では繊維表面が露出しており，主として繊維／母材界面で破壊が生じている．エポキシ母材の破面は比較的滑らかである．これは，典型的な引張開口型（モード I）破面である．これに対し，飛翔体衝突部から外れた部分の裏面 (c) では，(b) の破面に比べて，繊維の露出が少ない．また，エポキシ母材の破面に鋸刃状の凹凸模様が見られる．これは，層間せん断（モード II）が支配的な混合モード型破面に見られる特徴的な模様に類似している．

ターゲット断面を観察するために，CFRP ターゲットをエポキシ樹脂に埋め込んだ後に，衝突部付近で繊維に沿って切断した．切断面を研磨した後に光学顕微鏡で観察した．Fig. 7 にその断面写真の一例を示す．飛翔体の衝突速度に依らず，ターゲットには 2 本以上の層間はく

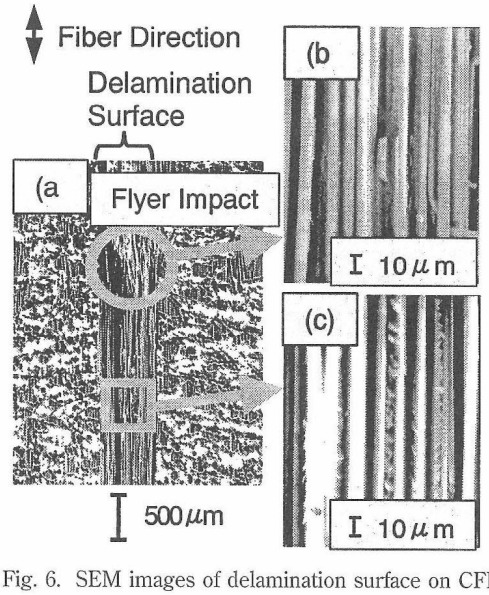

Fig. 6. SEM images of delamination surface on CFRP target. (Laser energy 26.4J, Flyer velocity 8.3km/s)

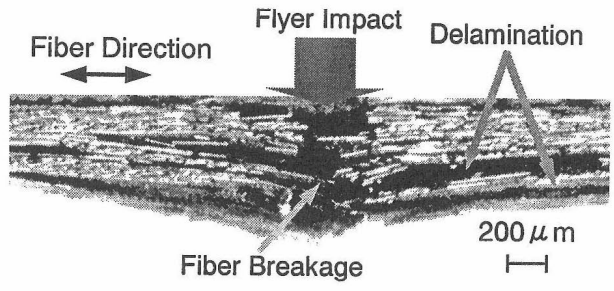

Fig. 7. Section view of CFRP target with optical microscope. (Laser energy 27.6J, Flyer velocity 8.5km/s)

離が観察された．また，その層間はく離が生成する位置も，飛翔体の衝突速度に依らず，ターゲットのほぼ同じ位置であることがわかった．また 2 本のはく離間の CFRP 層が曲がって，下側のはく離部をふさいでいる状態が観察された．このことから，まず裏面に最も近い層間からはく離が発生し，その後その内層のはく離が生じたと推測される．

3 超高速破壊進展モデル

高速フレーミングカメラの撮影結果および試験後の損傷評価に基づき，Fig. 8 の模式図に示すような破壊の進展モデルを提案する．

超高速飛翔体が CFRP ターゲットに衝突することにより発生した圧縮衝撃波は，微視的には炭素繊維で散乱されるが，巨視的には均質材と同様に CFRP ターゲット中を伝ぱする．

圧縮波がターゲット裏面に達すると，反射して引張波となる．入射圧縮波と反射引張波が重なり合っている間は，互いに打ち消し合い，ターゲット材料を破壊する引張応力は作用しない．しかし，入射圧縮波が通過して反射引張波が支配的となる場所（裏面から 100μm 以下の位置）で，大きな引張応力が発生し，モード I 型のはく離が生成する（スポール破壊）．飛翔体衝突により生じた圧縮衝撃波が十分に大きい場合は，二次的な反射引張波がスポール破壊を起こし，ターゲットの中央部でさらに複数のはく離が生成する．

ターゲットの変形が始まると，スポール層の運動に伴って，ターゲットにはせん断応力が発生する．このせん断応力により，スポール破壊で生じたはく離は繊維に沿って混合モード型の進展をする．

裏面直下で生じたスポール層は折り曲げと引張りの変形を受けて，屈曲部で炭素繊維が破断する．破断した繊維は，切断された弦のようにターゲットと独立した運動を行い，はく離はさらに進展する．

レーザーのエネルギーが低い場合は，上記の破壊進展メカニズムにおいて，繊維の破断にまで至らない損傷が生じる．

4 超高速破壊の数値シミュレーション

超高速衝撃試験により得られるデータは，ターゲットの変形過程のフレーミング像，試験後の破面・断面観察結果に限られる．フレーミング像からは，ターゲット内部で生じる衝撃波／応力波の伝ぱや破壊の進展状況を直接観察することはできない．また，試験後にターゲット

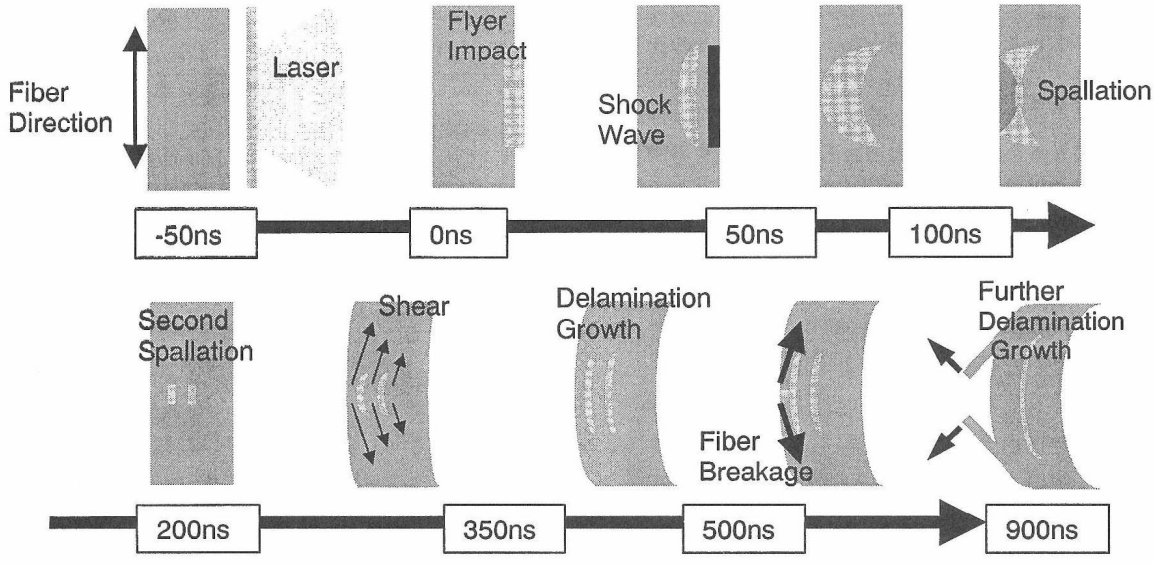

Fig. 8. Schematic diagram of fracture mechanism under hyper velocity impact loading.

に残る損傷は，様々な変形／破壊が時間的に累積した結果である．これらの限られたデータから破壊の進展過程を推定したが，この破壊モデルを検証し，これを補完する定量的なデータを得るためには，数値シミュレーションの援用が不可欠である．そこで，試験結果に基づき，飛翔体の衝突によってターゲット材料に生じる超高速破壊のモードを再現可能な解析モデルを作成し，動的有限要素解析コード LS-DYNA3D による数値シミュレーションを行った．

4・1 解析モデル

Fig. 9 に解析モデルを示す．対称性を考慮して，Al 飛翔体および CFRP ターゲットの 1/4 をモデル化した．Al 飛翔体の節点数は 144，要素数は 80 である．CFRP ターゲットの節点数は 3150，要素数は 2600 である．Al 飛翔体は 5 層のソリッド要素からなる．各層間には一定以上の引張応力が加わるとはく離する接触（分離）面を導入した．臨界引張応力は 60MPa とした．同様に CFRP ターゲットにも，超高速衝撃試験後に観察されたスポール，層間はく離および母材き裂の位置に接触（分離）面を導入した．接触面に所定の引張応力またはせん断応力が作用すると面の接続が切れる．これにより破壊の進展をモデル化した．Fig. 10 に接触（分離）面の導入位置を示す．引張およびせん断破壊の臨界応力は，それぞれ 60MPa，90MPa とした．

CFRP ターゲットが流体的振舞いをする高圧領域[7]では，異方性の影響は小さい．そこで，弾塑性流体モデルと呼ばれる構成方程式を用いた．このモデルでは，静水圧成分と偏差応力成分は連成しない．

$$\sigma_{ij} = -p\delta_{ij} + \sigma'_{ij} \tag{1}$$

$$\sigma'_{ij} = 2\mu\dot{\varepsilon}'_{ij} \tag{2}$$

ここで σ_{ij}，σ'_{ij}，$\dot{\varepsilon}'_{ij}$ はそれぞれ応力，偏差応力，偏差ひずみ速度テンソルである．μ は粘性係数である．p は圧力（静水圧）で応力成分とは以下の関係がある．

$$p = -\frac{1}{3}\sum_{k=1}^{3}\sigma_{kk} \tag{3}$$

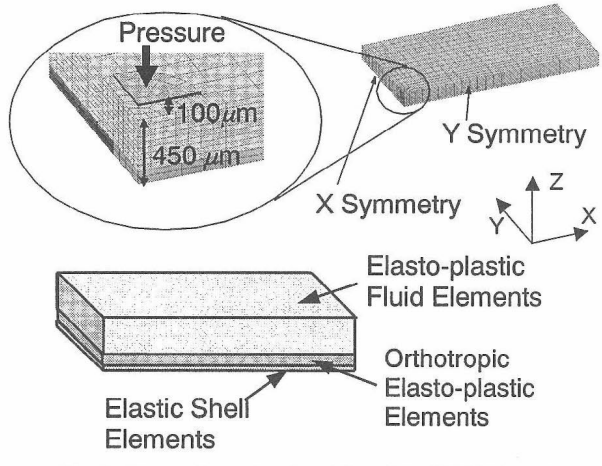

Fig. 9. Three-dimensional solid model of CFRP target.

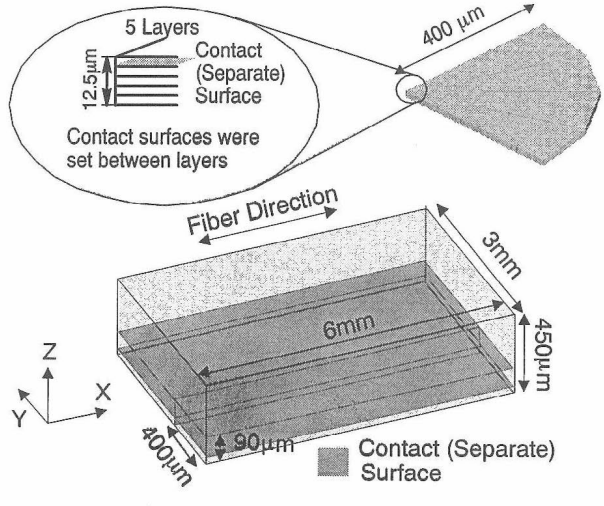

Fig. 10. Positions of contact surfaces .

一方，低圧領域では材料の異方性が変形に与える影響が大きい．したがって，低圧領域では異方性を考慮した材料モデルを用いた解析を行うのが適当である．LS-DYNA3D には，低圧領域で異方性弾塑性体，高圧領域

で流体として振舞う材料モデルが存在しないが，飛翔体の衝突により生じる圧縮衝撃波はターゲット変形の比較的初期の段階で減衰し，その後ターゲットは弾塑性的な変形をする．そこで，衝撃波の影響が小さく，異方性の影響が変形に大きく寄与すると考えられる Fig. 9 の衝突裏面側の要素の材料物性を直交異方性弾塑性体とした解析モデルを作成した．材料定数は Table Ⅰに示す値を用いた．また，Fig. 4 に見るようにターゲットの最外層の炭素繊維が破断後，自由に運動することが観察されている．そこで，この破断後の炭素繊維の運動をより正確に再現するために，裏面最外層に炭素繊維に相当するシェル要素を加えた．Al 飛翔体は高圧状態での振舞いのみに注目し，構成方程式を非粘性流体モデルとした．

静水圧 p と密度 ρ との関係は以下に示す Hugoniot の状態方程式により与えた.[7]

$$p=\frac{\rho_0 C^2\hat{\mu}\left(1+\hat{\mu}\right)}{\left[1-\left(s_1-1\right)\hat{\mu}\right]^2}\quad (d\rho>0) \tag{4}$$

$$p=\rho_0 C^2\hat{\mu}\quad (d\rho<0) \tag{4$'$}$$

$$\hat{\mu}=\frac{\rho}{\rho_0}-1 \tag{5}$$

ここで ρ_0 は初期密度，C はバルク音速である．s_1 は粒子速度 u_p と衝撃波速度 u_s の関係を線形近似した際の 1 次の係数である．解析に用いた材料定数を Table Ⅱに示す．

本解析では，レーザー照射により生じるアブレーション現象については直接シミュレーションせず，アブレーションにより生じる圧力を境界条件として与えた．レーザー強度 I [TW/cm^2] から，アブレーション圧力 P [GPa] は以下の指数則により見積もられる.[8),9)]

$$P=\alpha\cdot I^{\beta} \tag{6}$$

ここでは，試験データのフィッティングから，$\alpha=30$，$\beta=0.7$ とした．アブレーション圧力の時間プロファイルは Gaussian 型とし，その半値幅をレーザーのパルス幅と等しい 1ns とおいた．

Table Ⅱ. Mechanical property of materials for numerical analysis.

Materials	Density ρ_0 [kg/m^3]	Young's Modulus E [GPa]	Bulk Sound Velocity C [km/s]	s_1
Aluminum	2.70×10^3	70.3	5.33	1.34
CFRP	1.48×10^3	139	2.42	1.56

4・2 シミュレーション結果

Al 表面に 120GPa のアブレーション圧力を与えると，飛翔体は加速し，100μm 飛行した後に速度 8.56km/s で CFRP ターゲットに衝突した．Fig. 11 (a)～(c) は Al 飛翔体衝突直後の板厚方向垂直応力 σ_{zz} の等高線図である．Al 飛翔体の衝突により圧縮衝撃波が生じ，その衝撃波が板厚方向へと伝ぱしていく様子がわかる．飛翔体衝突後 50ns では，衝突中心部において衝撃波はほぼ平面的に伝わっている．その後，衝突周辺部から希薄波が追いつき，衝撃波領域は周辺部から消滅する．衝突直後にはほぼ平面であった波面は，徐々に球面状の波面へと変化している．飛翔体衝突後 150ns には，ターゲット裏面からの反射引張波と入射圧縮波が重畳し，相殺することにより，ターゲット内の応力が非常に小さくなっている．Fig. 11 (d)～(f) には，飛翔体衝突後 170 ～ 265ns の板厚方向垂直応力 σ_{zz} の等高線図を示す．ターゲット裏面からの反射引張波がさらに進行すると，ターゲット中には引張応力が発生する．この引張応力により，ターゲットにはモードⅠ型の破壊が生じる（スポール破壊）．飛翔体衝突後 265ns には，スポール破壊により生じたき裂が進展し，開口している様子がわかる．

さらに時間が進んだ後のターゲットの変形と破壊の進展を Fig. 12 に示す．飛翔体衝突後 250 ～ 500ns までに裏面のはく離が形成されるが，それ以後大きな進展はない．このはく離部分の X 方向長さは飛翔体衝突中心から約 1mm で，実験でのはく離長さとほぼ一致する．飛翔

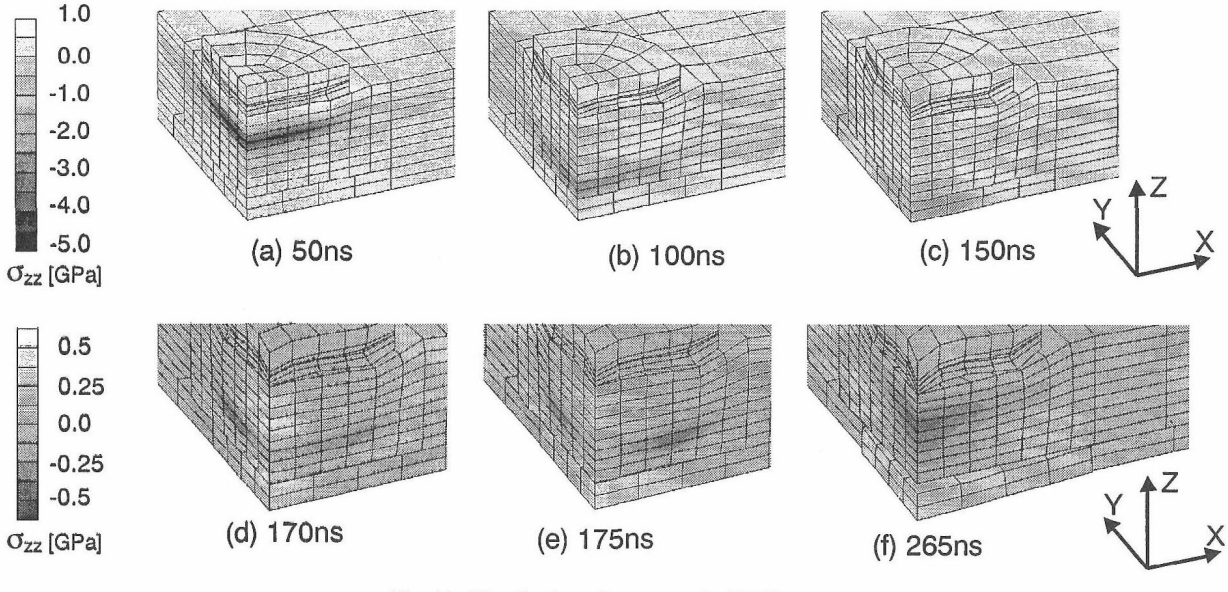

Fig. 11. Distribution of stress σ_{zz} in CFRP target.

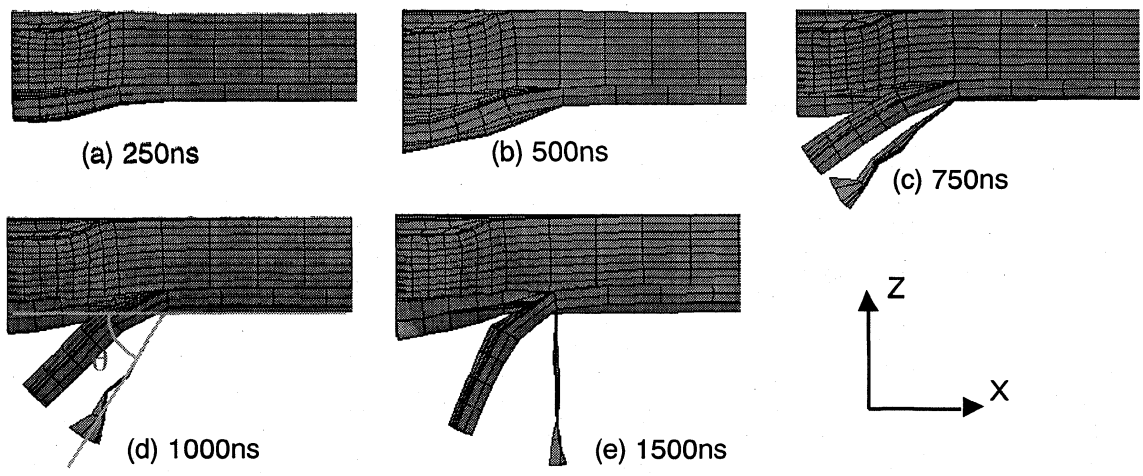

Fig. 12. Deformation of CFRP target.

体衝突後 500ns にはく離部の繊維が破断すると，裏面の変形は急激に大きくなる．Fig. 12 に示すように，1000ns 時の裏面の変形角度は約 60° で，実験での変形角度とほぼ一致する．Fig. 13 には，ターゲット裏面中央部の変形の時間履歴を示す．裏面の変形量，変形速度は試験結果と比較的良く一致している．しかし，ターゲット裏面の変形の立ち上がり時間が試験結果に比べて遅い．これは，飛翔体衝突面でのクレータ生成の影響や，飛翔体衝突後 50ns ～ 100ns 程度の時間に裏面の極表面層で生じるスポール破壊がシェル要素を用いても正しくシミュレーションできていないのが原因と考えられる．

5 結　　言

高強度パルスレーザーの照射により，Al 飛翔体を 6 ～ 9km/s まで加速し，炭素繊維強化樹脂 (CFRP) に衝突させる超高速衝撃試験を行い，その際に起こる CFRP ターゲットの変形および破壊の過程を高速フレーミングカメラにより撮影した．また，試験後の CFRP ターゲットの破面・断面を詳細に観察した．これらの結果から，炭素繊維強化樹脂の超高速衝撃下における破壊は，

1. スポール破壊によるモード I のき裂発生，
2. スポール層の運動に伴って生じる炭素繊維に沿った方向のせん断による混合モードき裂進展，
3. 引張と折り曲げによるスポール層炭素繊維の破断

という一連のメカニズムにより生じると推定した．また，この CFRP ターゲットの変形・破壊の進展過程をモデル化し，LS-DYNA3D を用いた数値シミュレーションを実施することにより，その破壊のメカニズムを詳細に検討した．

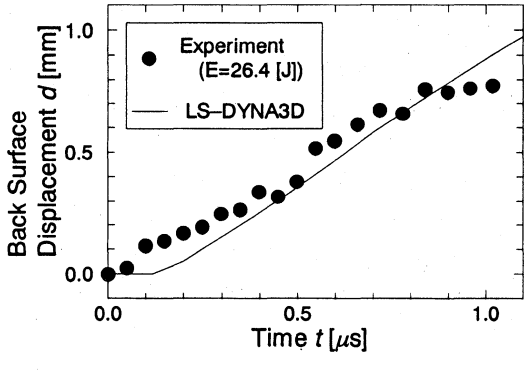

Fig. 13. Time history of deformation on back surface of CFRP target.

参　考　文　献

1) 日本航空宇宙学会, 平成 4 年度宇宙開発事業団委託業務成果報告書 スペースデブリに対する宇宙機の軌道環境の保全に関する検討（その 2）(1993).
2) X.-Z. Li, M. Nakano, Y. Yamauchi, K. Kishida and K. A. Tanaka, J. Appl. Phys., **83**, 3583 (1998).
3) M. Nakano, Y. Yamauchi, K. Kishida, K. Watanabe, M. Hara, N. Ozaki, K. A. Tanaka and M. Yoshida, Proceedings of the 3rd International Symposium on Impact Engineering, 215 (1999).
4) K. A. Tanaka, M. Hara, N. Ozaki, Y. Sasatani, S. I. Anisimov, M. Nakano, K. Nishihara, H. Takenaka, M. Yoshida and M. Mima, Phys. Plasmas, **7**, 676 (2000).
5) 山内良昭，中野元博，岸田敬三，尾崎典雅，笠井孝郎，笹谷育史，天木英彦，田中和夫，日本航空宇宙学会論文集，**49**，262 (2001).
6) Y. Yamauchi, M. Nakano, K. Kishida, N. Ozaki, T. Kasai, Y. Sasatani, H. Amaki, K. Kadono, S. Ikai, K. Nishigaki and K. A. Tanaka, Proceedings of the 4th International Symposium on Impact Engineering, 395 (2001).
7) 林　卓夫，田中吉之助編，“衝撃工学”，第 8 章 (1988) 日刊工業新聞社.
8) R. Fabbro, C. E. Max and E. Farbre, Phys. Fluids, **28**, 1463 (1985).
9) C. R. Phipps, Jr., T. P. Turner, R. F. Harrison, G. W. York, W. Z. Osborne, G. K. Andson, X. F. Corlis, L. C. Haynes, H. S. Steels, K. C. Spicochi and T. R. King, J. Appl. Phys., **64**, 1083 (1988).