研究論文

CFRP の構成要素が飛翔体衝突変形挙動とエネルギー散逸に与える影響

田邊 靖博^{*1}, 山田 昌義^{*1}, 小林 信介^{*1}, 佐藤 成道^{*2}, 橋本 雅弘^{*2}

(2012 年 1 月 20 日受付)

Effects of Elements in CFRP on Its Deformation Behavior and Energy Dissipation under Projectile Impact

Yasuhiro TANABE,^{*1} Masasyoshi YAMADA,^{*1} Nobusuke KOBAYASHI,^{*1}
Narumichi SATO^{*2} and Masahiro HASHIMOTO^{*2}

(Received January 20, 2012)

Abstract: Carbon fiber reinforced plastic (CFRP) is widely used in making structural components of aircraft because of its high specific strength and high specific elasticity. Since aircrafts are inevitable risks from foreign object damage (FOD), it is important to understand the effects of elements, i.e., fiber, matrix resin and interface, in CFRP on the impact phenomena of CFRP by projectile's impact. In this study, we conducted impact tests and investigated the effects of the elements on its impact phenomena and dissipated energy by using three-dimensional (3D) measurements in the deformation process under high-velocity projectile impact. It was estimated that deformation of CFRP was dissipated more than 30%, ever 70% in a greater case, of the kinetic energy of a projectile. It was also revealed that the CFRP, consisting of carbon fiber with high-strength and large-failure-strain and deformable resin, could dissipate large kinetic energy of a projectile.

Key words: Impact test, Projectile, Three-dimensional measurements, Dissipated energy

1. 緒 論

CFRP は比強度・比剛性が高く、その優れた特性を活かすことで航空機の軽量化と燃費の大きな改善が期待できるため、Boeing 787 では全重量の 50% が CFRP で構成されるなど、積極的に利用されはじめている。また、機体だけではなく、ターボファンエンジンのファンブレード部にも CFRP の使用が検討されている。このような

高速移動体においては異物との衝突が問題となる。よって、CFRP の飛翔体との衝突に伴う変形挙動、飛翔体の運動エネルギーの散逸機構を理解することは重要である。

CFRP に対する既往の飛翔体衝突実験より、繊維の積層配置や他の物質の接着によって CFRP が散逸するエネルギー（衝突前後での飛翔体の運動エネルギーの減少量：以下、散逸エネルギーと呼ぶ）が変化することが指摘されている。Fujii らは CFRP の散逸エネルギーに試料裏面（飛翔体が抜け出る面）が重要な役割を担っていることを報告した¹⁾。CFRP 試料を作製する過程で飛翔体の衝突する面から厚さ方向に 3 つに分けて、積層する炭素繊維を変えて作製した CFRP を用いて実験を行った結果、エネルギー散逸には、炭素繊維の種類と配置が重要であり、飛翔体速度 1,300 m/s 以下の速度域において、高強度繊維を飛翔体が抜け出る面（裏面）に配置することがエネルギー散逸の向上に効果があることを報告

^{*1} 名古屋大学大学院工学研究科(464-8603 愛知県名古屋市中種区不老町)

Graduate School of Engineering, Nagoya University, Furo-cho, Chikusa-ku, Nagoya, Aichi 464-8603, Japan

^{*2} 東レ株式会社複合材料研究所(791-3193 愛媛県伊予郡松前町筒井 1515)

Composite Materials Research Laboratories, Toray Industries, Inc., 1515 Tutui, Matsumae-cho, Iyo-gun, Ehime 791-3193, Japan

している。このような配置にすることで、繊維の変形に伴う破壊で飛翔体の運動エネルギーを散逸していることが推察されている。また、飛翔体が衝突する面（表面）にエポキシ樹脂を配した場合、飛翔体の材質によらずはく離を抑制する効果が認められる²⁾。しかし、飛翔体が抜け出る面（裏面）に配した場合には、硬い飛翔体ではその効果は認められない。これは、エポキシ樹脂の表面への配置がCFRPへの衝突力低減に寄与するのに対して、裏面への配置ではCFRP部材への剛性付与への寄与もないためであるとされている。さらに、高速度ビデオカメラの観察から、変形が大きなCFRPにおいて飛翔体の運動エネルギー散逸が大きいことが見いだされている³⁾。

これらのことは、いずれも試料裏面から発生した破片（デブリス）の運動エネルギーや亀裂生成だけではなく、部材の変形も飛翔体の運動エネルギー散逸に大きな役割を果たしていることを示している。CFRP部材の変形挙動ならびにエネルギー散逸機構と材料構成要素との関係を解明することで、CFRPの損傷低減への効果も期待できる。しかし、CFRPは炭素繊維、樹脂、界面など多くの構成要素からなっており、飛翔体衝突現象に対するこれら構成要素を勘案した試料の変形挙動あるいはエネルギー散逸を調べた研究は著者が知る限り行われていない。

そこで、本研究では炭素繊維、マトリックス樹脂、界面を変えて作製したCFRPに対して飛翔体衝突実験を行い、高速飛翔体衝突に伴うCFRPの変形挙動および飛翔体の運動エネルギー散逸と、構成要素との関係を明らかにすることを目的とした。

2. 実験方法

2.1 試料CFRP

炭素繊維には、YSH-50A（日本グラファイトファイバー）およびT700S（東レ）を使用した。Table 1にそれぞれの繊維の機械的特性[カタログ値]を示す。YSH-50Aと比較してT700Sは引張強度、破断ひずみが大きく、弾性率は小さい繊維である。

マトリックス樹脂にはエポキシ樹脂を用いた。硬化剤の種類と配合を変えて樹脂A～Dの4種類を作製した。Table 2に樹脂A～Dの引張試験結果を示す。樹脂Bは最も強度が高く、破断ひずみが小さい。反対に樹脂Cは強度が低く、破断ひずみは大きい。また、樹脂Dは樹脂A～Cと比較すると強度および弾性率が極端に低く、“グミ”に近い樹脂である。

界面の影響について検討するために、メチルエチルケトンでサイジング剤を除去後に、不活性雰囲気中1,000℃で熱処理することで炭素繊維表面の含酸素官能基を減少させた。サイジング剤および含酸素官能基を減少させることによって炭素繊維と樹脂との接着力が弱められる。YSH-50Aについて、熱処理を施した繊維を用いたCFRPを作製した。

それぞれのCFRPを、“樹脂名-炭素繊維名”で命名した。ここで、T1繊維とはT700Sを用いた平織りクロス、ARD (As-Received) 繊維とはYSH-50Aに対してサイジング剤除去処理およびその後の熱処理（以降、両処理をあわせて熱処理と略記する）を行わず、市販品をそのまま用いた5H縹子織クロスを、HTD (Heat-Treated) 繊維とは界面強度を低下させるために熱処理を行った5H縹子織クロスを指す。例えば、“A-ARD”

Table 1 Characteristics of carbon fibers used in this study.

Fiber	Tensile strength [MPa]	Tensile modulus [GPa]	Strain to break [%]	Cloth weight [g/cm ²]
YSH-50A	3830	520	0.7	140
T700S	4900	230	2.1	192

From maker's web brochure.

Table 2 Characteristics of mechanical properties of epoxy resins used in this study as a matrix resin.

Resin	Tensile strength [MPa]	Yong's modulus [GPa]	Strain to break [%]	Density [g/cm ³]
A	50.5	3.07	11.6	1.15
B	74.4	2.77	6.4	1.19
C	26.1	1.14	59.1	1.15
D	0.676	0.00467	14.7	1.03

とは“樹脂 A と市販品の YSH-50A 繊維クロスを用いて作製した CFRP”、“B-HTD”とは“樹脂 B と熱処理を行った YSH-50A 繊維クロスを用いて作製した CFRP”“C-T1”とは“樹脂 C と T700S 繊維クロスを用いて作製した CFRP”を意味する。繊維含有量 V_f は 60% である。

試験片寸法 $100 \times 15 \times 2 \text{ mm}^3$ 、下部スパン 80 mm、押し込み速度 5 mm/min で各試料 5 本ずつの 3 点曲げ試験を実施して力学特性を求めた。厚さの詳細は、後述する飛翔体衝突実験の結果の項 3.2 を参照のこと。

2.2 飛翔体衝突実験

飛翔体衝突実験には一段式ガス加速装置を使用した (Fig. 1)。飛翔体は直径 4 mm、重さ 0.26 g の SUJ2 球 (JIS G4805・鋼球) を用いた。飛翔体貫通前後の飛翔体の運動エネルギーの差、すなわち試料を貫通する時に試料で散逸されたエネルギーを散逸エネルギーとして測定した。また、飛翔体が試料を貫通した下限速度と貫通しなかった上限速度の間の速度を貫通限界速度域と定義して、測定した。衝突試験に用いた試料寸法は $70 \times 70 \times 2 \text{ mm}^3$ であり、一辺 60 mm 角の窓付 SUS 製治具で試料の四辺を固定した。飛翔体が試料を貫通しない速度である 100 m/s から、十分に試料を貫通する速度である 375 m/s までの衝突実験を行った。厚さの詳細は、曲げ試験片と同様に後述する飛翔体衝突実験の結果の項 3.2 を参照のこと。

2.3 3次元計測およびたわみエネルギー

本研究では飛翔体衝突時における試料の変形を裏面 (飛翔体が貫通する) 側から測定するために高速ステレオビジョン法を利用した 3 次元計測を行った。計測面にスベックルを描画した。ステレオビジョン法は三角測量の原理に基づいており、2 台の同期した画像を用いて、計測対象である点の 3 次元座標を求めることができる。計測法の詳細は文献 4)、5) を参照されたい。撮影には 2 台の島津製作所製高速度ビデオカメラ (HPV-1, HPV-2) を用いた。撮影スピードは $1 \mu\text{s}/\text{コマ}$ であり、 $1 \mu\text{s}$ ごとの変

Fig. 1 Schematics of the accelerator used in this study.

Fig. 2 Schematic image for the calculation on the deformation energy in CFRP by impact.

形を計測した。測定領域は試料裏面の中心域 $50 \times 50 \text{ mm}^2$ である。なお、3 次元計測は、ARD と T1 強化 CFRP (A~D-ARD, A~D-T1) について行った。

飛翔体の運動エネルギーが、試料の変形による“たわみエネルギー”として散逸され则认为、3 次元計測結果を用いて、試料のたわみによって散逸されるエネルギーを算出した。その手順と仮定について以下に述べる。

Fig. 2 に示すように、円周を固定された半径 $a[\text{m}]$ の円板中央部に集中荷重が作用する場合を考える。この場合、円板中心に荷重 $P[\text{N}]$ を加えた時の最大変位 w_{max} [m] は式 (1) で表すことができる⁶⁾。

$$w_{\text{max}} = \frac{Pa^2}{16\pi D} \quad (1)$$

まず、飛翔体が試料を貫通せず、かつ試料裏面に目視可能な亀裂が発生していない最大の衝突速度での 3 次元計測から w_{max} と a を求め、式 (1) を用いて試料の曲げ剛性 $D[\text{J}]$ を算出する。この時、飛翔体の運動エネルギーがすべて試料の変形で散逸 (試料の変形で消費) されて、試料の変形によるたわみエネルギーが式 (2) で表せると仮定する。ここで、飛翔体質量は $m[\text{kg}]$ 、速度は $v[\text{m/s}]$ である。上述を仮定することで式 (2) の右辺は、式 (1) を用いて式 (3) と表せるので、飛翔体の運動エネルギー (式 (1) の左辺)、ならびに 3 次元計測から求めた w_{max} と a を用いて曲げ剛性 $D[\text{J}]$ を求めることができる。ここで、 $2a$ は 3.3 節で後述する 3 次元計測で観察された円錐状変形部の底面直径を用いる。これは、Fig. 2 において試料が直径 $2a$ で固定された状態にあることに相当する。

$$\frac{1}{2}mv^2 = \frac{1}{2}Pw_{\text{max}} \quad (2)$$

$$\frac{1}{2}Pw_{\text{max}} = \frac{8\pi Dw_{\text{max}}^2}{a^2} \quad (3)$$

上で求めた曲げ剛性を用いることで飛翔体が試料を貫通しない速度 (最大不貫通速度) におけるたわみエネルギー (式 (4)) を求めることができる。CFRP 試料の裏面

に亀裂やデブリスが発生するとスペックルが観察できなくなり、その結果として3次元計測できなくなるため、亀裂やデブリスが発生するまでの変形でのたわみエネルギーをたわみエネルギー E_{st} [J] として算出した。

$$E_{st} = \frac{1}{2} P w_{\max} = \frac{8\pi D w_{\max}^2}{a^2} \quad (4)$$

飛翔体衝突時から $1\mu s$ ごとの変形を計測し、それらを積算して、たわみエネルギーを求めた。各水準の試料について2～3回の計測を行った。

2.4 X線探傷

飛翔体衝突後の試料における内部のはく離を測定するため、X線CT探傷を行った。X線CT探傷にはマイクロフォーカスX線CT (TOSCANER-30000 μ hd, 東芝ITコントロールシステム(株))を用いた。試料全面について探傷を行った。

2.5 飛翔体衝突直下の断面観察

X線探傷に用いた試料を冷間埋め込み樹脂に埋包し、ダイヤモンドカッターで切断後、#400, #1000, #2000 エメリー紙で研磨して写真観察した。

3. 実験結果および考察

3.1 CFRP の力学特性

Table 3 に曲げ試験結果を示す。繊維で比較すると、Table 1 で示した繊維単体の機械的特性を反映している。樹脂で比較すると、B, A, C, D の順番で曲げ強度が低くなっており、樹脂単体の機械的特性を反映している。全種類の試料を引張りで破断させたところ、試験後の樹脂Dを用いたCFRP (D-T1, D-ARD, D-HTD) は、

他の樹脂を用いたCFRPと比較して破断部で多くの繊維が露出していたことから、他の樹脂と比較して繊維と樹脂との接着強度が極端に低いと考えられる。熱処理の有無で比較すると、A, B, Cを用いたCFRPは繊維の熱処理を行うことによって強度が同程度あるいは高くなったのに対して、Dを用いたCFRPは逆に低くなった。樹脂Dを用いたCFRPは、いずれも変位が23mmを超え、今回実験に使用した曲げ治具では破断させることができなかった。

樹脂Dを用いたCFRPは、強度は高くないが大きな変形が可能である。結果として同一繊維を用いた場合には、最もエネルギー散逸能が大きなCFRPのマトリックスとなることが推察される。A, B, Cを用いたCFRPでは熱処理を行い界面強度が低くなったことで応力集中が緩和された、あるいはマトリックス中で発生した亀裂の

Fig. 3 Typical load-displacement profiles on B-ARD, B-T1, D-ARD and D-T1.

Table 3 Mechanical properties of house-made CFRPs.

Specimen	Strength [MPa]		Young's modulus [GPa]		Deflection to break [mm]	
	Average	SD	Average	SD	Average	SD
A-ARD	343	5	71	1.8	4.11	0.12
B-ARD	370	17	61	0.5	5.00	0.51
C-ARD	240	5	60	1.0	4.75	0.39
D-ARD	39	2.9	11.5	0.4	>23	—
A-HTD	352	20	74	5.6	4.10	0.10
B-HTD	393	11	66	0.5	5.79	0.25
C-HTD	239	3	63	1.5	5.43	0.60
D-HTD	37	1.7	10.6	0.7	>23	—
A-T1	643	11	50	3.2	7.53	0.78
B-T1	1078	80	60	4.7	11.65	1.72
C-T1	513	40	51	1.4	5.58	0.17
D-T1	81	4.7	16.3	1.8	>23	—

SD: standard deviation, —: unreckonable.

Table 4 Ballistic limit ranges and the thickness for tested CFRPs.

Fiber	Ballistic limit range [m/s]			
	Resin			
	A	B	C	D
ARD	165-168	124-141	190-197	221-252
HTD	158-183	171-186	165-181	212
T1	271	244-265	297-319	346

Fiber	Specimen thickness [mm]			
	Resin			
	A	B	C	D
ARD	2.15-2.05	2.15-2.05	2.15-2.00	2.10-1.99
HTD	2.17-2.11	2.17-2.12	2.17-2.13	2.17-2.10
T1	2.03-1.98	2.04-1.97	2.00-1.97	2.00-1.97

分岐が容易になったため強度増加に繋がったと考えられる。反対に、炭素繊維と樹脂との接着が極端に弱い樹脂 D では繊維からマトリックスへの荷重伝達が十分に行えなかったため、熱処理によって曲げ強度が低くなったと考えられる。曲げ試験の特徴の例として、D-ARD, D-T1, B-ARD, B-T1 の典型的な荷重-変位曲線を Fig. 3 に示す。なお、破断変位は、B-T1 での変位 12 mm 付近、あるいは B-ARD での変位 5 mm 付近で観察される荷重が大きく減少する変位として算出した。

3.2 飛翔体衝突実験

Table 4 に各試料の貫通限界速度域ならびに本実験で用いた試料の厚さの最大値と最小値を示す。ARD, T1 を用いた CFRP では、樹脂 D, C, A, B の順で貫通限界速度が低下した。HTD を用いた CFRP では D-HTD を除いて貫通限界速度には大きな差は認められなかった。

貫通限界速度域よりも十分に速い衝突速度である 335 ~ 375 m/s での CFRP の散逸エネルギーを Fig. 4 に示す。用いた繊維と樹脂との組み合わせで生じる試料間の密度の差 ($\pm 5\%$) や厚さの偏差 ($\pm 5\%$) を考慮して統一的な指標の一つとして面密度 (単位面積当りの質量) で割った値であり、棒グラフ上の線は標準偏差を示している。T1 を用いた CFRP は、ARD を用いた CFRP と比べて散逸エネルギーが高い。例えば、D-ARD と D-T1 の飛翔体衝突時の試料を側面から撮影した画像を比較すると D-T1 が大きく変形していた。変形量が大きい CFRP が大きな散逸エネルギーを示すことが報告されている³⁾。T1 は強度が高く、破断ひずみが大きいため、CFRP の大きな変形が可能となり、結果として大きなたわみエネルギーとして飛翔体の運動エネルギーを散逸したことが推察される。この変形挙動については、3.3 節

Fig. 4 Dissipated energy per surface density.

で 3 次元計測結果と合わせて考察する。いずれの繊維においても、マトリックス樹脂が D, C, A, B の順に散逸エネルギーが低くなっているが、T1 を用いた CFRP ではその違いが非常に顕著に表れている。これは、樹脂の強度の低い順番および CFRP の貫通限界速度域の速い順番と一致する。樹脂 D は強度および弾性率が低く、飛翔体衝突時に繊維の変形を阻害しなかったため、CFRP の大きな変形が可能となり、散逸エネルギーが高くなったと推察できる。ARD, HTD を用いた CFRP では樹脂の違い、熱処理の有無による差は非常に小さい。これは、T1 と比較してこれら繊維の破断ひずみが小さいため、材料の変形が小さくなり、結果としてマトリックス樹脂の差異の効果が十分に発現しなかったためと考えられる。準静的試験では、樹脂の違い、熱処理の有無による強度の差が確認された。しかし、飛翔体衝突実験のような高いひずみ速度においては繊維の機械的特性によってはマトリックス樹脂の違い、あるいは界面接着力の違いが、有効な効果を発揮しない場合があることが分かった。

散逸エネルギーを高めるには引張強度が高く、破断ひずみが大きい繊維に、その変形を阻害しない樹脂をマトリックスに用いることが有効であると考えられる。

3.3 3次元計測およびたわみエネルギー

計測を行った速度域は、Fig. 4 で散逸エネルギーを求めた速度域と同じである。試料の変形は試料厚さに大きく依存するため、厚さが $\pm 2\%$ の偏差に収まる試料のみを用いて実験を行った。Fig. 5 に 3 次元解析結果の一例を示す。図左のバーは、Z 軸方向の変位 (裏面の飛翔体飛翔方向への膨らみ変形) を表している。試料裏面は、ほぼ円形に変形し、全体として円錐形に変形していた。本研究で用いた試料は平織もしくは 5 H 縹子織であり、最外層の繊維が特定の方向のみに配向していないため、ほ

Fig. 5 An example of 3D measurement on D-T1 at 10 μ s after impact.

Table 5 Calculated flexural rigidity.

Fiber	Flexural rigidity D [J]			
	A	B	C	D
ARD	11.2	12.3	9.8	4.9
T1	12.7	14.4	10.1	6.9

ば円形に変形したと考えられる⁵⁾。

Table 5 に飛翔体衝突後に試料裏面に亀裂が目視観察されなかった最大衝突速度における 3 次元計測から求めた曲げ剛性 D を示す。いずれのマトリックス樹脂においても、T1 を用いた CFRP の曲げ剛性が大きい。また、いずれの繊維についても D, C, A, B マトリックス樹脂の順に曲げ剛性が大きい。等方材料の場合、弾性率を E [Pa]、ポアソン比を ν [–]、板厚を h [m] とすると $D = (E \cdot h^3) / (12(1 - \nu^2))$ と表せる⁶⁾。マトリックス樹脂の影響については、A と B の逆転はあるがおおよそ弾性率の順となっている。しかし、繊維に関しては、弾性率に反比例する結果となっている。このことについての詳細は不明で今後の課題であるが、要因の一つに本節後半で述べる変形過程における形状の相違が考えられる。これは構成要素あるいは CFRP のポアソン比を含む力学特性の歪み速度依存性に関係していると考えている。

CFRP のエネルギー散逸、あるいは貫通限界速度に大きな相違が認められた ARD と T1、ならびに樹脂 D と B を用いた CFRP について、最大不貫通速度で飛翔体を衝突させた試料の X 線 CT 探傷を行った結果を Fig. 6 に、横断面の観察結果を Fig. 7 (上 4 枚) に示す。Fig. 6 に示した写真に見られる斑点は、3 次元計測に用いたス

Fig. 6 Inspection on X-ray computer tomography impacted below their ballistic limit range. D-ARD: impacted at 172 m/s, D-T1: impacted at 269 m/s, B-ARD: impacted at 106 m/s, B-T1: impacted at 201 m/s.

Fig. 7 Cross-sectional surfaces below the impacted area. Front and rear surfaces of the specimens are indicated with black lines.

ベックル痕である。Fig. 6 に示すように B-T1 には明らかな内部はく離が観察される。このことは、Fig. 7 の B-T1 において矢印で示す明らかな内部はく離と点線で囲った損傷部が認められることに対応している。B-ARD にも点線で囲った周囲とは異なる部分が認められるが、はく離にまでは至っていないと推察される。これらの図より、B-T1 を除いては大きな内部はく離は発生していない。すなわち、内部はく離がエネルギーの大きな散逸源として作用していないことが示唆される。B-T1 のように内部はく離が確認された試料もあるが、はく離の発生時間を正確に求められないため、また変形によるエネルギー散逸を検討する意義を重視した。そのため、以降

Fig. 8 Dissipated energy, deflection energy and the percentage of the deflection to dissipated energies.

Fig. 9 Relationships between the ratio of height to diameter and time until crack formation in D-ARD and D-T1. D-ARD No. 1: impacted at 357 m/s, No. 2: impacted at 373 m/s. D-T1 No. 1: impacted at 368 m/s, No. 2: impacted at 351 m/s.

の解析では内部はく離を含んだ変形に対して求めた曲げ剛性 D を含んでいる可能性がある。

3次元計測結果を基にして、試料に裏面亀裂もしくはデブリが発生するまでの試料の変形によるたわみエネルギーを全散逸エネルギーとともに Fig. 8 に示す。棒グラフの長さが全散逸エネルギーを示し、濃く塗りつぶしてある部分が求めたたわみエネルギーを示している。図中の数字は、全散逸エネルギーに占めるたわみエネルギーの割合 (平均±標準偏差) [%] である。全散逸エネルギーに対するたわみエネルギーの割合は ARD あるいは HTD を用いた CFRP では、50% 以下であった。これに

Fig. 10 Cross sectional profiles of deformation in D-ARD and D-T1. Z-axis corresponds to the height of the deformation and X-axis corresponds to the diameter of the deformation. D-ARD: impacted at 373 m/s, D-T1: impacted at 368 m/s.

Fig. 11 Inspection on X-ray computer tomography impacted over their ballistic limit. D-ARD: impacted at 373 m/s, D-T1: impacted at 368 m/s, B-ARD: impacted at 339 m/s, B-T1: impacted at 343 m/s.

対して、T1 を用いた試料では、全て 60 % 以上であった。

エネルギー散逸が大きい樹脂 D をマトリックスとする D-T1, D-ARD 各 2 試料について、円錐形変形部の円錐底面の直径と高さの比を変形パラメータとして求めた結果を Fig. 9 に示す。同一試料においては、試験毎の大きな差異は認められなかった。T1 を用いた CFRP は 8 μ s 後にこの比が一定となる、あるいは比の増加が鈍ることが確認された。すなわち、8 μ s 後は、それ以前と比較して相似的に膨らんでいることになる。Fig. 10 に D-ARD と D-T1 の膨らみの断面 (X-Z 軸断面) の推移を衝突からの時間変化として示す。D-ARD では膨らみの X

軸方向の幅(円錐の底面直径)は $6\mu\text{s}$ 時点で約12mmであったが、D-T1では $6\mu\text{s}$ 時点では約15mmであり、さらに $17\mu\text{s}$ 後には約30mmになった。上述したARD繊維を用いたCFRPとT1繊維を用いたCFRPの散逸エネルギーの割合の違いは、この変形の仕方の違いにあると考えられる。すなわち、T1を用いたCFRPでは変形領域がX軸方向へ広がり、より大きな変形で多くのエネルギーを散逸しているのに対して、ARDでは繊維の破断ひずみが小さいため、衝突部裏面での局所的な破壊が早い時間で発生し、その結果として試料全体にわたる大きな変形を生じることがないために大きなエネルギー散逸をすることができなかったと推測される。

D-ARDおよびD-T1とB-ARDおよびB-T1の飛翔体が貫通限界速度域よりも十分に速い速度で衝突した試料(衝突速度339~373 m/s)でのX線CT探傷結果をFig. 11に示す。また、横断面写真をFig. 7(下4枚)に示す。X線CT探傷からは、B-T1を除いては、内部はく離の発生面積は小さい。B-T1についても、Fig. 6に示した不貫通領域での試料と比較してもはく離の投影面積自体は、それほどには広がっていない。Fig. 7からD-ARDで衝突側の損傷、D-T1で抜ける側を中心に矢印で示す短いはく離、B-ARDで貫通孔が観察される。しかし、これら試料においては少なくとも内部に大きなはく離は観察されない。これに対して、B-T1では丸で囲った損傷域や矢印で示したはく離が広がっている。低速での衝突による横断面写真と比較しても、厚み方向の損傷は大きくなっているが、その広がり(写真上の横方向の長さ)は衝突速度が増加しても大きくは増加していない。内部はく離が発生している面積は $B-T1 > D-T1$ であり、散逸エネルギーは $B-T1 < D-T1$ である。さらに、B-ARDでは試料の中央に貫通孔(スポール破壊、デブリス生成)が生じているにもかかわらずエネルギー散逸が小さい。速度800 m/s程度以上での衝突において、散逸エネルギーの増加やはく離の増加が顕著になること¹⁾、CFRPの構成要素の組み合わせによって異なるが衝突速度800 m/s前後でのCFRPの圧縮歪み速度が約 $10^4 \sim 10^5/\text{s}$ であること⁷⁾が報告されている。このような高速での飛翔体衝突、あるいは歪み速度においては、デブリスの運動エネルギーならびにはく離によるエネルギー散逸が主要因になると考えられるが、本実験の速度域では飛翔体衝突時の飛翔体の運動エネルギー散逸には、試料の変形に

伴うたわみによるエネルギーが大きな役割を果たしていることが示唆される。

4. 結 言

CFRPの材料構成要素(炭素繊維、マトリックス樹脂、界面)が、CFRPの飛翔体衝突に伴う変形挙動ならびに飛翔体の運動エネルギーの散逸に与える影響を検討するために、材料構成要素の異なるCFRPを作製して、約100 m/sから375 m/sでの飛翔体衝突実験を行い、以下が明らかになった。

- (1) 散逸エネルギーは、高強度で破断ひずみの大きな炭素繊維を用いることで高くなる。これらの特性を有する炭素繊維の性能を有効に発現するには、繊維の変形を阻害しない樹脂をマトリックスとして用いることが効果的である。
- (2) この速度域では、試料の変形による飛翔体の運動エネルギー散逸の効果は大きく、少なくとも3分の1程度以上、多い場合には7割近くが試料の変形にともなうたわみエネルギーとして散逸される。

X線探傷画像を撮影頂いた宇宙航空研究開発機構研究開発本部吉村彰記博士に感謝いたします。本研究の一部は科学研究費補助金によった。

参 考 文 献

- 1) K. Fujii, M. Aoki, N. Kiuchi, E. Yasuda & Y. Tanabe: *International J. Impact Engineering*, **27**, 5 (2002), 497-508.
- 2) S.-M. Jang, T. Adachi & A. Yamaji: *Materials Science Research International*, **9**, 2 (2003), 138-142.
- 3) P.J. Hazell & G. Appleby-Thomas: *Compos. Struct.*, **91**, 1 (2009), 103-109.
- 4) M.A. Sutton, J.-J. Orteu & H.W. Schreier: *Image Correlation for Shape, Motion and Deformation Measurements*, Springer, New York (2009), pp. 65-80, 81-117.
- 5) M. Yamada, Y. Tanabe, A. Yoshimura & T. Ogasawara: *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research A*, **646** (2011), 219-226.
- 6) 鶴戸口英善, 川田雄一, 倉西正嗣: 材料力学(下巻), 13章, 裳華房, 東京 (1979), pp. 412-434.
- 7) Y. Tanabe & M. Aoki: *International J. Impact Engineering*, **28**, 10 (2003), 1045-1059.