

論文

極低温環境下における CFRP 複合材料の高速衝突特性について

久保田 怜*, 島本 聡**, 手塚 還***,

沼田 大樹****, 安養寺 正之*****, 高山 和喜*****

High-Speed Impact Characteristic of CFRPs at Low temperatures

Ryo KUBOTA, Akira SHIMAMOTO, Meguru TEZUKA, Daiju NUMATA,
Masayuki ANYOJI and Kazuyoshi TAKAYAMA

Because Carbon Fiber Reinforced Plastic (CFRP) composite materials have exquisite mechanical properties, they become a substitute for aluminum alloys in various fields. However, they are fragile to external force from antiplane due to their strong anisotropic characteristics. To clarify the effect of inserted fiber direction on the fracture behavior of CFRPs, high-speed impact experiments under cryogenic temperature were conducted on this research. As a result, it was confirmed that variables such as temperature, impact velocity, and the fiber direction have influence on the fracture behavior of CFRPs.

Key words: High-Speed Impact, CFRP, Space Debris, Ballistic range, Low temperature

1. 緒 論

近年, 地球低周回軌道(LEO)におけるスペースデブリと宇宙構造物との衝突発生の可能性が高まり, スペースデブリの衝突に関心が高まっている^{1), 2)}. スペースデブリはLEO上を, 通常8~9 km/sの高速で飛行しているため, 衝突時の運動エネルギーは莫大で, 宇宙構造物に致命的な損傷を与える³⁾⁻⁵⁾. そこで, スペースデブリの衝突から宇宙構造物を防護する手段として, Whipple Bumperが構造壁の外側に設置され, 薄い金属板が用いられている. このバンパーの役割は, スペースデブリが薄い金属板との衝突によって生じる衝撃波により, スペースデブリを粉砕し, その破片をバンパー後方に拡散させ, 直接的な衝撃波の伝播を阻止し, 構造壁の損傷を軽減することにある⁶⁾⁻⁸⁾. 現在, バンパー材は, おもにアルミニウム合金が採用されているが, 機能向上と一層の軽量化のために新たな材料の開発が求められている.

炭素繊維複合材料(CFRP)は, 高比強度, 高比剛性などの優れた機械的性質と, 低密度, 低熱膨張率などの特徴を有している. また, 繊維形態, 繊維含有率, マトリックス樹脂, 繊維配向によって, 宇宙構造物材に必要な様々な力学的特性に応えることが可能である. そのため, 複合バンパーの構造の一部としての研究が行われ⁹⁾⁻¹²⁾, 清水らはPEEK

樹脂をマトリックスとしたCFRPを用いて243 Kから453 Kの低温から高温環境下で低速衝突に関する研究を行い, 温度による影響について報告している¹³⁾. しかし, 極低温環境下における1 km/s以上の高速衝突, および炭素繊維の積層方向が破壊挙動におよぼす影響についての研究はなされていないのが現状である. 以上を鑑みアルミニウム合金に代わる, 宇宙構造物材としてCFRPを用いる場合, 極低温環境下での高速衝突による破壊挙動を明らかにすることが重要である.

そこで, 本研究では, CFRP試験片の高速衝突破壊挙動におよぼす温度および速度の影響を明らかにするために, 炭素繊維の積層方向の異なるCFRPに対して低温および極低温環境下での高速衝突実験を行い, 比較・検討を行った.

2. 実験方法

2. 1 試験片

本研究に用いた供試材は, 繊維目付175 g/m², エポキシ樹脂マトリックスで含有率33%のプリプレグ(3252S-17 TORAYCA, 東レ株式会社)を用い, 炭素繊維の積層方向が異なる2種類のCFRP試験片, [0°/90°]₆および[0°/45°]₆(添え字は各々の積層枚数を示す)をホットプレスで作製した, 繊維の積層方向をFig. 1に示す. ここで, 成形条件は, 温度393 K, 圧力0.7 MPa, 120 minである. 試験片(a)は引張り試験片, (b)は, 衝撃破壊試験片である. また, 試験片寸法は, 110 mm × 110 mm, 厚さ2.3 mmで, その寸法・形状をFig. 2(a)(b), 応力-ひずみ曲線をFig. 3に, 0°方向の機械的性質をTable 1に示す. ここで, 0°は, 繊維が引張方向の場合である.

2. 2 実験装置および方法

本研究で用いた実験装置は, バリスティックレンジ(東北大学 流体科学研究所 学際衝撃波研究センター)で, 外観をFig. 4に示す. 本装置は, 火薬室, 圧縮管, 高压カップリング部, 加速管および試験部によって構成され, 飛

原稿受付 2009年12月14日

* 埼玉工業大学大学院工学研究科 (〒369-0293 埼玉県深谷市普濟寺1690)

** 正会員 埼玉工業大学先端科学研究所 (〒369-0293 埼玉県深谷市普濟寺1690)

*** 埼玉工業大学大学院工学研究科 (〒369-0293 埼玉県深谷市普濟寺1690)

**** 東北大学大学院工学研究科 (〒980-8579 宮城県仙台市青葉区荒巻字青葉6-6-1)

***** 東北大学大学院 (〒980-8577 宮城県仙台市青葉区片平2-1-1)

***** 東北大学流体科学研究所 (〒980-8577 宮城県仙台市青葉区片平2-1-1)

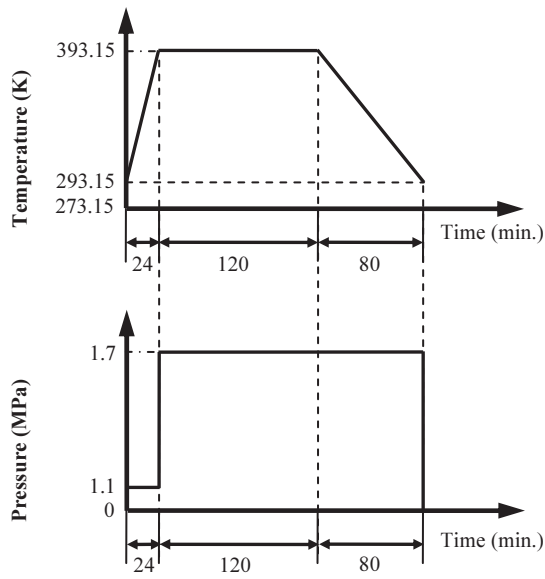
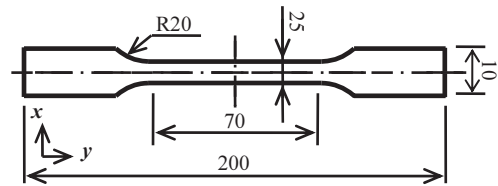
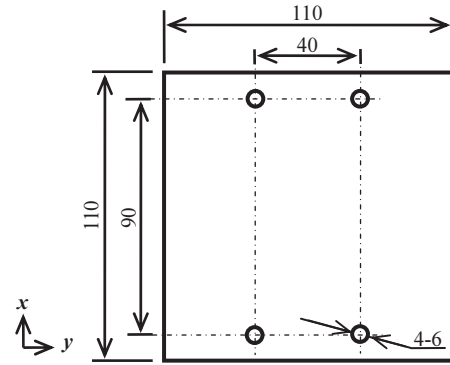


Fig. 1 Temperature and Pressure cycles to manufacture CFRPs.



(a) Tensile test specimen. ($t = 2.0$ mm)



(b) Impact test specimen. ($t = 2.0$ mm)

Fig. 2 Dimensions and shape of specimen. Unit : mm.

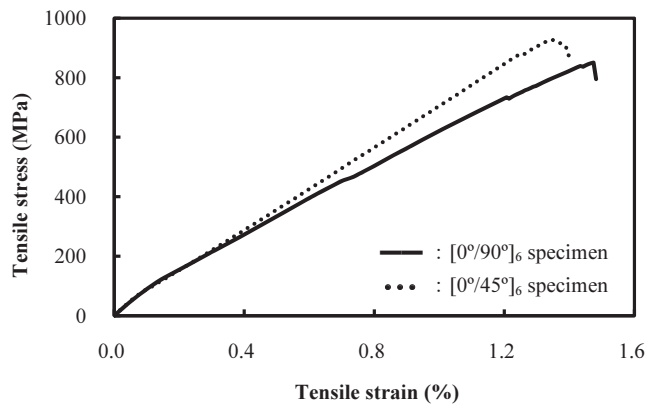


Fig. 3 Static tensile stress-strain curves for two different CFRPs.

Table 1 Tensile properties of two different CFRPs

Stacking sequence	Tensile strength [MPa]	Young's modulus [GPa]	Fracture strain [%]
$[0^\circ/90^\circ]_6$	842.3	77.4	1.4
$[0^\circ/45^\circ]_6$	904.6	82.5	1.3

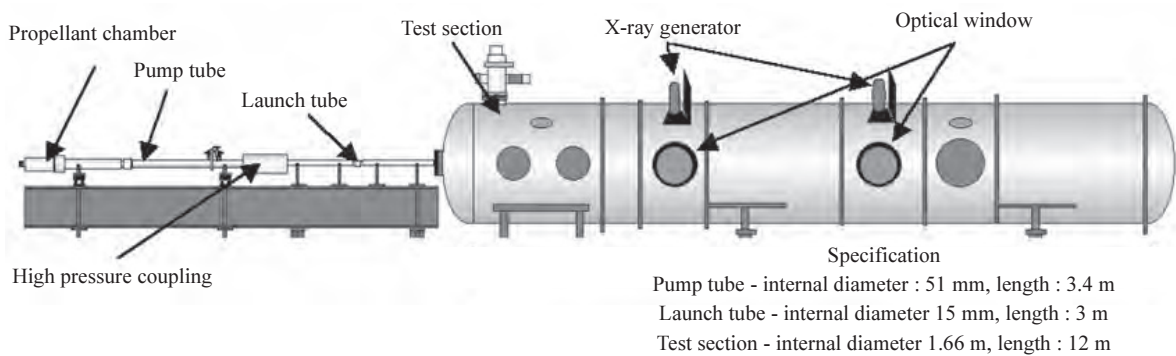


Fig. 4 Schematic diagram of Ballistic range

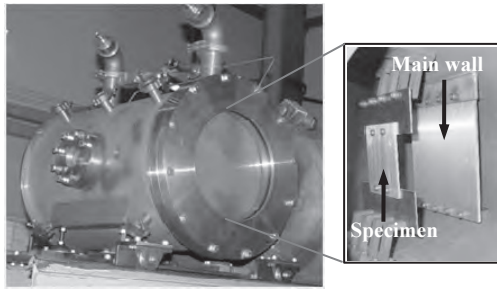


Fig. 5 Cryogenic Chamber

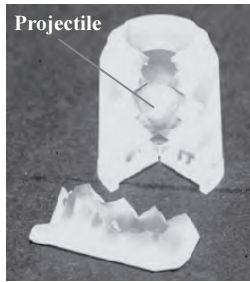


Fig. 6 Projectile of aluminum sphere and four-piece sabot of polycarbonate.

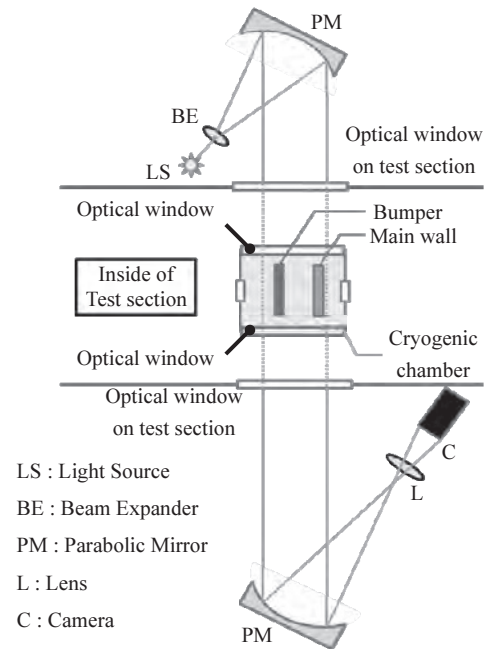


Fig. 7 Shadowgraph optical arrangement.

行体の速度に応じて 2 段式軽ガス銃, 1 段式軽ガス銃, 1 段式火薬銃など操作モードを切替えて選択し使用することができる. 本研究では, 1 段式火薬銃として, 火薬室, 加速管および試験部の構成で実験をおこなった. ここで, 飛行体の衝突速度を 0.5 km/s, 1.0 km/s および 1.7 km/s とし, それぞれの衝突試験速度で, 試験片の温度を 298 K(常温), 223 K(低温), 153 K(極低温)とした.

実験に際し, 試験片と主構造壁を Fig. 5 に示す冷却槽内に固定し, パリスティックレンジの試験部に設置した. 飛行体は Fig. 6 に示すポリカーボネート製の 4 分割型のサボに組み込み, 加速管に装填した. ここで, 試験片と主構造壁の間隙は, 104 mm であり, 主構造壁は 200 mm×200 mm, 板厚 5.0 mm のアルミニウム合金板(Al2024-T3)で, 飛行体は, 直径 7.938 mm, 質量 0.74 g で球体のアルミニウム合金(Al20217-T4)である. その後, 冷却槽内と試験部の環境圧力をそれぞれ 100 Pa, 40 kPa に調整し, 冷却槽内に設置された銅製の冷却管に液体窒素を回流させることにより試験片の冷却を行い, 飛行体を発射した. 火薬の爆発によりサボと飛行体は, 一体となって発射され, 試験部内の空気抵抗によりサボは分離・脱落し, 飛行体のみが冷却槽に飛行する. そのときの, 衝突現象を, 影写真法により可視化し, ウルトラハイスピードカメラ Imacon200 (DRS Hadland 製)により撮影した. Fig. 7 に影写真法の光学系概略図を示す.

3. 実験結果および考察

3. 1 試験片の損傷

本研究では, 飛行体が試験片と高速衝突した時の, CFRP 試験片の破壊挙動および主構造壁におよぼす損傷を明らかにするために, 常温から極低温環境下で高速衝突実験を行った.

その結果を Fig. 8~10 に, Fig. 11 に貫通孔の模式図を示す. ここで Fig. 8 は, 飛行体速度 0.5 km/s, 1.0 km/s および 1.7 km/s における CFRP 試験片 $[0^{\circ}/90^{\circ}]_6$ および $[0^{\circ}/45^{\circ}]_6$ に生じた貫通孔の面積と衝突速度 (v_i) の関係である. Fig. 8 からわかるように, 衝突速度の増加にともなって, 貫通孔の面積は, $[0^{\circ}/90^{\circ}]_6$ の場合, 温度 298 K では 58 %, 223 K では 46 %, 153 K では 53 %増加するのに比し, $[0^{\circ}/45^{\circ}]_6$ の場合, それぞれの温度において 50 %, 45 %, 54 %増加し, 衝突速度と貫通孔面積はほぼ比例関係にあり, 衝突速度および温度による影響を受けることが確かめられた.

ここで, 衝撃面と衝撃裏面の貫通孔の形状は異なるものの, 面積は, ほぼ同じであった. そこで, 最小の投影面積を, 貫通孔の面積とした.

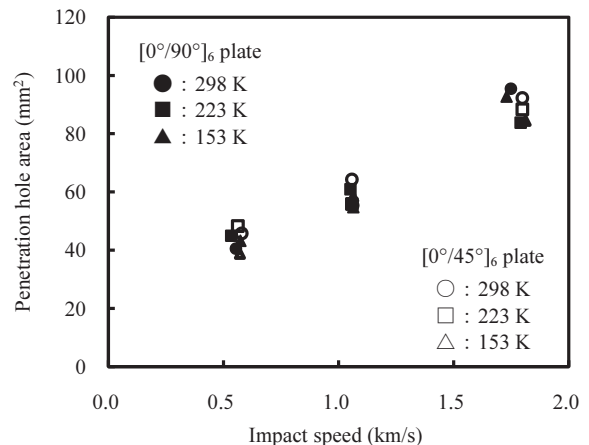


Fig. 8 Relationship between the penetration hole area and impact speed v_i .

Fig. 9および10は、 $[0^\circ/90^\circ]_6$ 、 $[0^\circ/45^\circ]_6$ に生じた貫通孔の拡大写真で、(a)は0.5 km/s、(b)は1.0 km/s、(c)は1.7 km/sである。Fig. 9(a)~(c)およびFig. 11(a)からわかるように、試験温度298 K、223 K、 $[0^\circ/90^\circ]_6$ 試験片の場合、衝突速度0.5 km/sおよび1.0 km/s時の貫通孔形状は、円形を示し、貫通孔縁近傍の損傷領域は四角形に近似しているのに比し、衝突速度1.7 km/s時は、貫通孔が損傷領域まで広がり、四角形になっていることがわかった。このことは、衝突速度の増加にともなって試験片前面には、衝撃圧縮波が発生し、裏面では、膨張波となりこれらの作用によって試験片内部には、せん断力が発生し破壊に至ることによるものと考えられる。

また、試験温度153 K、衝突速度1.7 km/s時の場合、貫通孔は低温脆性破壊により、円形となることがわかった。このことは、温度の低下にともなってエポキシ樹脂が脆化し、衝撃波の伝播に影響をおよぼしたことによるものと考えられる。

Fig. 10(a)~(c)およびFig. 11(b)からわかるように、温度298 K、223 K、 $[0^\circ/45^\circ]_6$ 試験片の場合、衝突速度0.5 km/sおよび1.0 km/s時の損傷領域は、菱形に近似し、貫通孔の形状は、衝突速度の増加と温度の低下にともなって、試験片前面および裏面では、繊維の積層構成により、繊維の破断および層間分離(delamination)が発生し、せん断破壊が生じ円形から近似楕円形に変化することが確かめられた。

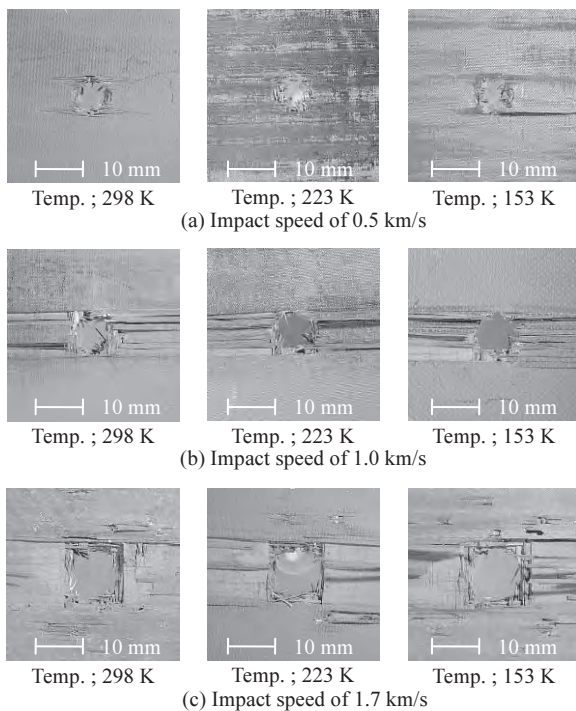


Fig. 9 CFRP $[0^\circ/90^\circ]_6$ plate after impingement at impact speeds of 0.5 km/s, 1.0 km/s and 1.7 km/s.

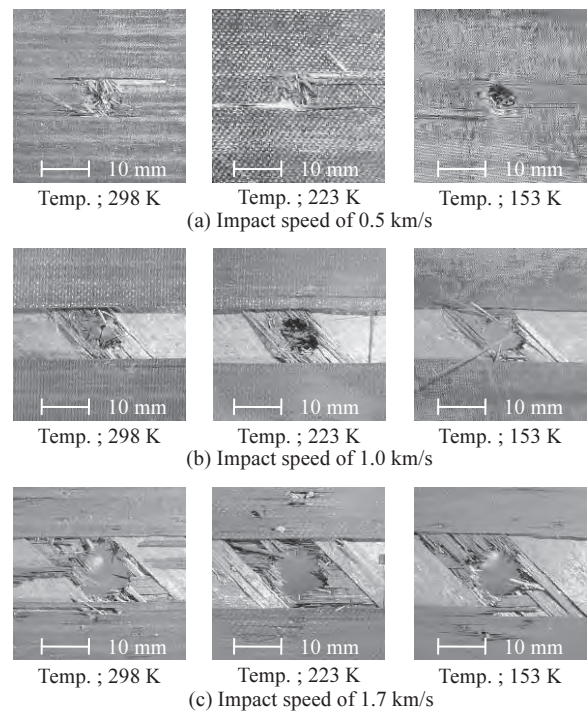


Fig. 10 CFRP $[0^\circ/45^\circ]_6$ plate after impingement at impact speeds of 0.5 km/s, 1.0 km/s and 1.7 km/s.

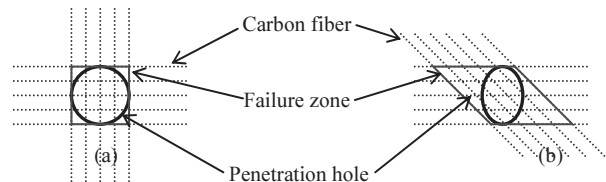


Fig. 11 Failure image around penetration hole.

しかし、温度153 K時の場合は、低温脆性破壊により貫通孔近傍の層間剥離は認められず、 $[0^\circ/90^\circ]_6$ 試験片と同様に温度による影響を受けることが確かめられ、貫通孔縁近傍の損傷領域は、 $[0^\circ/90^\circ]_6$ 試験片の損傷領域に比し、大きくなっていることが確かめられた。このことは、CFRP複合材料の場合、飛行体の運動エネルギーが、繊維構成および繊維の破断により吸収され、貫通力が低下することによるものと考えられる。

以上の結果から、CFRP試験片の高速衝突による積層分離現象は、せん断力よりも引張力が十分に抵抗力を有する場合の破壊形態で、繊維強化複合材料の貫通時のメカニズムが確かめられた。また、貫通孔の面積は、衝突速度と温度および炭素繊維の積層構成による影響を受け、貫通孔縁近傍の損傷形状および寸法に著しい影響をおよぼすことが確かめられた。

3. 2 飛行体貫通時の可視化像

飛行体が極低温環境下で, 試験片 $[0^\circ/90^\circ]_6$, $[0^\circ/45^\circ]_6$ に衝突・貫通した時の衝突現象を影写真法により可視化した. その結果の一例 $[0^\circ/45^\circ]_6$ 試験片を, Fig.12, 13(a)(b)に示す. ここで, Fig. 12, 13 は, 衝突速度 1.0 km/s, 1.7km/s における飛行体衝突時の可視化像である.

Fig. 12, 13(a)(b)からわかるように, 衝突速度 1.0 km/s および 1.7 km/s では, 試験片前方にはイジェクタデブリ, 後方にはデブリクラウドの形成が確かめられた. このデブリクラウドは, 飛行体入射軸に対して対称的に発生し, 衝突速度の増加にともなって飛散範囲が拡大し, 温度の低下にともなってデブリクラウドを構成している破片の微細化が認められ, 衝突速度および温度による影響を受けることがわかった. デブリクラウドの速度を飛行体の衝突速度で除した減速比(v_d/v_i)は, 衝突速度に依存せず 0.9 となり, 10% 程度の減速効果を有することが確かめられた.

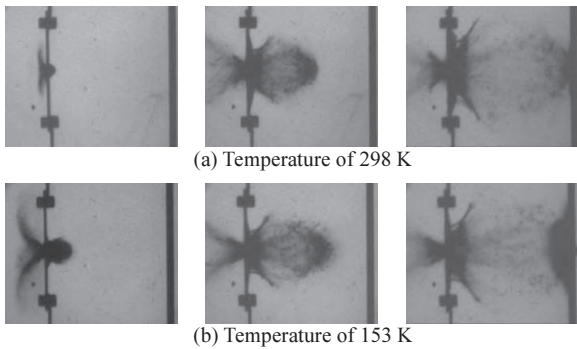


Fig. 12 Sequential photographs of the impact process of $[0^\circ/45^\circ]_6$ plate at 1.0 km/s, where the framing rate is 54 μ s. Projectiles are shown traveling from the left to right in the photographs.

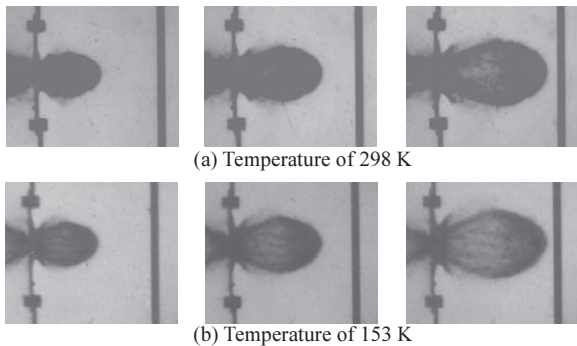


Fig. 13 Sequential photographs of the impact process of $[0^\circ/45^\circ]_6$ plate at 1.7 km/s, where the framing rate is 12 μ s. Projectiles are shown traveling from the left to right in the photographs.

3. 3 主構造壁の損傷

デブリクラウドの衝突によって生じた主構造壁の損傷について調べた. その結果を, Fig. 14, 15 に示す. ここで, Fig. 14, 15(a)~(c)は, 温度 298 K, 223 K, 153 K, $[0^\circ/90^\circ]_6$ および $[0^\circ/45^\circ]_6$ 試験片における衝突速度 0.5 km/s, 1.0 km/s および 1.7 km/s 時の構造壁前面の状態である.

Fig. 14(a)~(c)からわかるように, $[0^\circ/90^\circ]_6$ 試験の場合, 主構造壁のデブリクラウドの衝突による損傷は, 飛行体の衝突痕, すなわち貫通孔縁近傍には多数のクレーターが見られ, 衝突速度の増加にともなって, クレーターは縮小するが, 広範囲に拡散し, 温度の低下にともなって, 狭い範囲に集中することがわかった. しかし, 温度 153 K の場合は, 顕著に現れることが確かめられた.

また, Fig. 15(a)~(c)からわかるように, $[0^\circ/45^\circ]_6$ 試験片の場合, 主構造壁の損傷は, $[0^\circ/90^\circ]_6$ 試験片同様に, 衝突速度の増加にともなって, 広範囲に拡散し, 温度の低下にともなって, クレーターは狭い範囲に集中することがわかった.

以上の結果から, デブリクラウドの衝突による主構造壁の損傷は, 試験片の炭素繊維の積層構成に依存せず, 衝突速度と温度による影響を受けることがわかった. また, 衝突速度 1.7 km/s, $[0^\circ/90^\circ]_6$ 試験片の場合, 主構造壁に生じたクレーターの分布形状は, 四角形を示すのに比し, $[0^\circ/45^\circ]_6$ の場合は楕円形となり, CFRP 試験片に生じた貫通孔の形状と近似し, 広い範囲にクレーターが分布することがわかった.

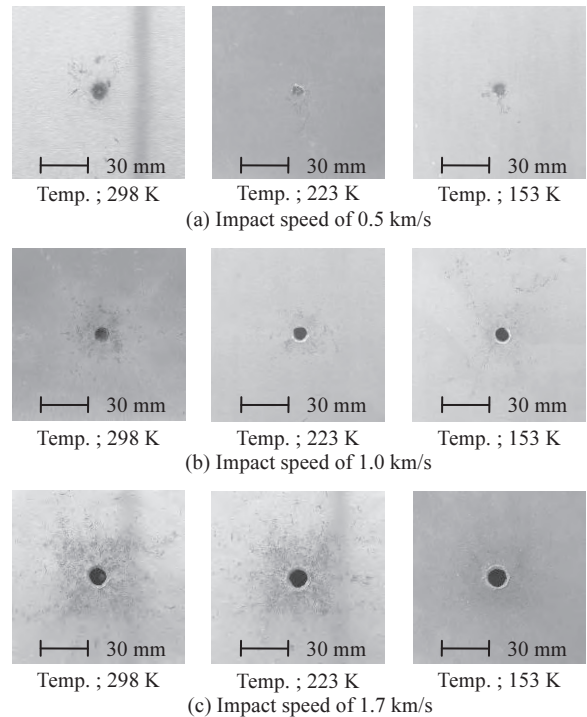


Fig. 14 Photos of the main wall at 0.5 km/s, 1.0 km/s and 1.7 km/s. BUMPER material is CFRP $[0^\circ/90^\circ]_6$.

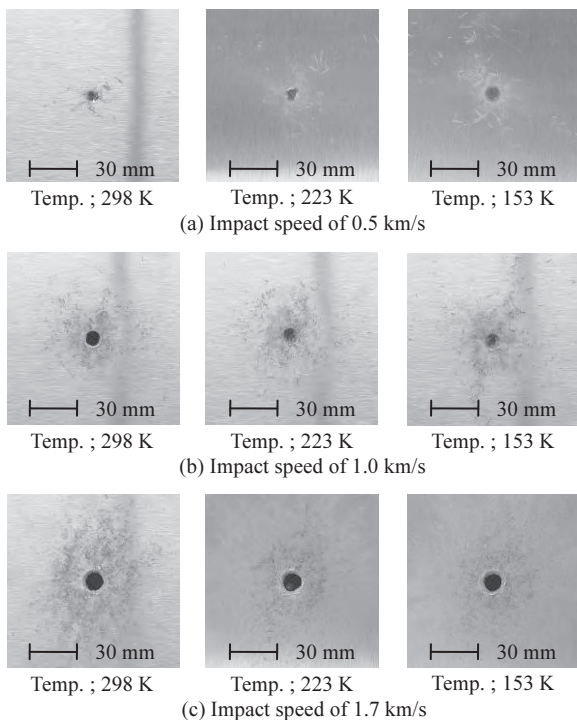


Fig. 15 Photos of the main wall at 0.5 km/s, 1.0 km/s and 1.7 km/s. Bumper material is CFRP $[0^\circ/45^\circ]_6$

このことから、CFRP 試験片の炭素繊維の積層構成により、主構造壁に生じる損傷の分布形状が変化することから、炭素繊維の積層構成を変えることにより、デブリクラウドの形状を変化させ、主構造壁におよぼす損傷の分布形状を制御できることが確かめられた。

4. 結論

CFRP 試験片 $[0^\circ/90^\circ]_6$, $[0^\circ/45^\circ]_6$ を用いて、極低温環境下で高速衝突実験を行い、破壊挙動、デブリクラウドの特性、および主構造壁の損傷におよぼす炭素繊維積層構成および温度の影響について比較・検討を行った結果、以下の知見が得られた。

- 1) CFRP 試験片の貫通孔面積と飛行体衝突速度は、実験した全範囲にわたって比例関係にあることが確かめられた。
- 2) 貫通孔の面積は、衝突速度と温度および炭素繊維の積層構成による影響を受け、貫通孔縁近傍の損傷形状および寸法に著しい影響をおよぼすことが確かめられた。
- 3) 高速衝突時の試験片前面には、衝撃圧縮波が発生し、裏面では、膨張波となりこれらの作用によって試験片内部には、せん断力が発生し破壊に至ることがわかった。
- 4) デブリクラウドの衝突によるクレーターは、飛行体の速度および温度の影響を受けることが確かめられた。
- 5) 炭素繊維の積層構成を変えることにより、デブリクラウドの形状を変化させ、主構造壁におよぼす損傷の分布形状を制御できることが確かめられた。

参考文献

- 1) NASA Orbital Debris Program Office: *The Orbital Debris Quarterly News*, 9-2, (2005), (<http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/newsletter/pdfs/ODQNv9i2.pdf>).
- 2) Yasaka, T.: *Problem of Space Debris* (in Japanese), Shokabo Publishing Co., Ltd. (1997).
- 3) Eric L. Christiansen: Evaluation of Space Station Meteoroid/Debris Shielding Materials Report, *Eagle Engineering Inc.*, 87-163 (1997).
- 4) Eric L. Christiansen: *Meteoroid/Debris Shielding*, (2003), (<http://hdl.handle.net/2060/20030068423>).
- 5) Ed. by Materials Science Society of Japan: *Materials for Space Technology* (in Japanese), Shokabo Publishing Co., Ltd., (1991), 28-29.
- 6) Anderson, C.E.Jr., Trucano, T.G. and Mullin, S.A.: DEBRIS CLOUD DYNAMICS, *International Journal of Impact Engineering*, 9-1 (1990), 89-113.
- 7) Herrmann, W. and Wilbeck, J.S.: Review of Hypervelocity Penetration Theories, *International Journal of Impact Engineering*, 5 (1987), 307-322.
- 8) Gabi Ben-Dor, Anatoly Dubinsky and Tov Elperin: Ballistic Impact; Recent Advances in Analytical Modeling of Plate Penetration Dynamics-A Review: *Applied Mechanics Review*, 58 (2005), 355-371. DOI: 10.1115/1.2048626
- 9) Im, K.H. et. al.: Effects of temperature on impact damages in CFRP composite laminates, *Composites: Part B*, 32 (2001), 669-682.
- 10) Serrano-Perez, J., Vaidya, U. and Uddin, N.: Low velocity impact response of autoclaved aerated concrete/CFRP sandwich plates, *Composite Structures*, 80 (2007), 621-630.
- 11) Higashide, M. et. al.: Oblique Hypervelocity Impacts on CFRP Plates (in Japanese), *Proceedings of the Japan Symposium on Shock Waves 2009* (2009), 17-18.
- 12) Tennyson, R.C. and Lamontagne, C.: Hypervelocity impact damage to composites, *Composites: Part A*, 31 (2000), 785-794.
- 13) Shimizu, M. et. al., Influence of Temperature on Impact Damage in CFRP Laminates (in Japanese), *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series A*, 63-607 (1997), 603-609.