デブリ雲計測による CFRP デブリバンパの性能評価 高柳 優(法政大),東出 真澄(JAXA),新井 和吉(法政大),小野瀬 直美,長谷川 直(JAXA)

1. 緒論

宇宙空間には寿命を終えた人工衛星やロケット の残骸など大きな物から、塗料やボルトなど小さ な物まで様々な物がスペースデブリとして多数存 在している. 低高度軌道のデブリ平均速度は7 km/s で, 宇宙機に衝突する際の平均速度は 10 km/s にもなる.よって、微小なデブリの衝突でも宇宙 機に大きな被害をもたらす可能性がある.更にデ ブリは年々増加しており、デブリと宇宙構造物と の衝突リスクは拡大している ¹⁾. その為, 宇宙機 にはデブリバンパを搭載しなければならない箇所 が増えている. デブリバンパは宇宙機の重量増加 を引き起こしており、軽量のバンパ開発が必要で ある.本研究では、より軽量のバンパ開発の為、 軽量・高剛性の点から宇宙機構造に広く使用され ている炭素繊維強化プラスチック (CFRP)に着目 した.

過去の研究から、従来バンパに比べ CFRP バンパは最大で40%の軽量化が可能であることが分かっている²⁾.また、弾性率の高い炭素繊維で作られた CFRP バンパの方が、性能がよいことが示唆された.しかし、この研究においては、CFRP バンパ同士の比較検討が充分にされていない.本研究ではデータの再現性の確認を含め、性能がよい CFRP バンパを定義する為に3種類の CFRP に衝突試験を実施して、クレータと破片の運動エネルギを算出して性能評価を行った.

本研究の目的は、バンパとして性能のよい CFRP の提案である. 性能のよいバンパとは、以下の条 件に当てはまるものとして考えた. (1)デブリの衝 突により宇宙機にできるクレータ最大深さが小さいこと. (2)同じ条件下で複数回衝突試験を行った 場合、クレータ最大深さのばらつきが小さいこと. (3)衝突前後の運動エネルギ比(E_d/E_p)が小さいこと.

2. 超高速衝突試験

バンパの性能評価は、ISAS/JAXA にある二段式 軽ガス銃を使用した超高速衝突試験の結果を用い て行った.



Fig.1 供試体設置

実験に使用したバンパは、宇宙機壁の外に間隔を 空けて1枚板のシールド材を設置する構造である. 今回の衝突試験では、宇宙機の壁を模擬した Witness Plate から75mmの間隔を設けてCFRPバン パを設置した(Fig.1). 飛翔体は直径1mmのアルミ 合金球(A2017)を使用し、バンパに垂直に衝突させ た. また、衝突速度は6km/sとした.

過去の研究より,弾性率の高い炭素繊維のCFRP バンパの方がクレータ深さは小さくなり,バンパ として性能がよいということが示唆された²⁾.弾性 率とクレータ最大深さの相関関係を検証する為に 3種類の試験片を用意した(Table1). T700Sの8ply, 12plyはそれぞれデータの再現性の確認と,面密度 を大きくした際にクレータの最大深さが小さくな る傾向があるか確かめることが目的である. M40JBはT700Sよりも弾性率が高い炭素繊維で作 られたCFRPである.

3. 最大クレータ深さによる CFRP バンパの 性能評価

3.1 クレータ計測法

最初に,超高速衝突試験の結果から求まるクレ ータ最大深さでバンパ性能評価を行った.クレー タ最大深さは,衝突試験後にWitness Plate 上に生 じたクレータ深さ計測を行うことで求められる. 従来の研究では,光学顕微鏡にて手動で計測を行 っていた為,データに誤差が生じた可能性が高い. よって,より計測精度の高いレーザ顕微鏡を用い て再度計測を行い,光学顕微鏡の測定データと比

	M40JB/2592	/40JB/2592 T700S/2592	
成形法	オートクレーブ法		
積層数[ply]	16	8	12
構造	[0/0/90/90] _{2S}	[0/0/90/90]s	[0/0/0/90/90/90]s
寸法[mm]	150 × 100		
厚さt[mm]	2.004	1.910	2.855
面密度σ _{CFRP} [g/cm²]	3.161	2.926	4.389
密度ρ _{CFRP} [g/cm³]	1.577	1.531	1.537
密度ρ _{ep} [g/cm³]	1.1		
密度ρ _{CF} [g/cm³]	1.75 1.8		
繊維含有量V _f [%]	73.4	61.6	62.5

Table1 供試体データ



Fig.2 クレータ 3D 表示

較し,計測データの妥当性を評価した.使用機器 は,カラー3D レーザ顕微鏡((株) KEYENCE 製, VK-8700) であり, Fig.2 の様にクレータを 3D 表 示し,視覚化出来る.また画像処理,解析を行う 際に,VK Viewer,VK Analyzer 及び画像連結アプ リケーション((株) KEYENCE) を使用した.レ ーザ顕微鏡と光学顕微鏡の計測誤差の平均値は約 24µm であった為,従来の光学顕微鏡でも妥当な結 果が得られていたと考えられる.

3.2 クレータ計測結果

本研究で試験した CFRP と草野が過去に試験し た CFRP を Table2~5 に示す. Fig.3 は,各供試体の 面密度における Witness Plate に生じたクレータ最 大深さを表したものである.本研究で行った衝突 試験では,T700S/8ply の供試体は,クレータ最大 深さの値が既存データとほぼ等しい値となった. また,T700S/12ply では 8ply に比べて,最大深さ が約 80%小さくなることがわかった.また,これ より,供試体によってクレータ最大深さの値に違 いが見られることがわかった.各供試体を比較し てみると,同条件で複数回試験を行った際に,ク レータ最大深さの値にばらつきが生じることが分 かり,ばらつきの大きさも供試体によって異なる ことがわかる.

そこで,最大深さのばらつき Val と供試体の炭素 繊維の弾性率の関係を表したものを Fig.4 に示す. クレータ最大深さは,同じ条件で試験したクレー タ最大深さのばらつきの平均値をとったものであ り,供試体毎に式(1)より算出した.

$$\operatorname{Val} = \frac{\sum_{i=1}^{N} \left| \frac{Pave - Pmax, i}{Pave} \right|}{N} \tag{1}$$

ここで、 P_{ave} は、同じ種類の CFRP 試験で生じ たクレータ最大深さの平均値であり、 $P_{max,i}$ は 各試験のクレータ最大深さであり、N は同じ 種類の CFRP の実験回数である.これより、



CFRPに含まれる炭素繊維の弾性率が約350GPa以上の供試体の方がクレータ最大深さのばらつきが大きくなる傾向があることがわかった.よって、 クレータ最大深さのばらつきが小さい、炭素繊維 の弾性率が低い①IMS60 と②T700Sの供試体がバンパとして設計しやすいことがわかる.

Table2 CFRP バンパ①IMS60

Prepreg	IMS60/133				
Strength [MPa] (carbon	fiber)		5800		
Elastic modulus [GPa] (car	bon fiber)		290		
Fiber type	PAN				
Matrix	epoxy				
Stacks [ply]	4	8	12	16	
quasi-isotropic	[0/90/90/0]	[0/0/90/90]s	[0/0/0/90/90/90]	[0/0/90/90]s	
			s		
Thickness [mm]	0.6	1.2	1.8	2.3	
Areal density[kg/mm ²]	0.9	1.8	27	35	

Table3 CFRP バンパ②T700S

Prepreg	T700S/2592				
Strength [MPa] (carbon fiber)		4900			
Elastic modulus [GPa] (carbon fiber)		230			
Fiber type	Fiber type		PAN		
Matrix		epoxy			
Stacks [ply]	4		8	12	
quasi-isotropic	[0/90/90/0]		[0/0/90/90]s	[0/0/0/90/90/90]s	
Thickness [mm]	0.97		1.91	2.86	
Areal density[kg/mm ²]	1.47		2.93	4.34	

Table4 CFRP バンパ③M40JB

Prepreg	M40JB/2592		
Strength [MPa] (carbon fiber)		4400	
Elastic modulus [GPa] (carbon fiber)		377	
Fiber type		PITCH	
Matrix	epoxy		оху
Stacks [ply]	8		16
quasi-isotropic	[0/0/90/90]s		[0/0/90/90/0/0/90/90]s
Thickness [mm]	1.01		2.03
Areal density[kg/ mm ²]	1.58		3.17

Table5 CFRP バンパ④K63712

Prepreg	K63712/EP			
Strength [MPa](carbon fiber)		2600		
Elastic modulus [GPa] (carbon fiber)		640		
Fiber type		PITCH		
Matrix	epoxy		оху	
Stacks [ply]	4		8	
quasi-isotropic	[0/90/90/0]		[0/0/90/90]s	
Thickness [mm]	1.22		2.38	
Areal density[kg/ mm ²]	2.02		4.02	





Fig.5 に炭素繊維の弾性率が低い,①IMS60 と② T700S の供試体の最大深さを面密度毎に表した. これより,炭素繊維の弾性率が低い CFRP では, 面密度が高くなれば,クレータ最大深さの値が小 さくなる傾向があることがわかった.面密度が低 いものにあまり差は見られなかったが,面密度が 約 2.5[kg/m²]以上のものは炭素繊維の強度が高い ①IMS60 の方がクレータ最大深さが小さく,防御 性能が高いことがわかる.

4. 衝突前後のエネルギ比による性能評価

4.1 エネルギ比算出法

高速度カメラ画像から求めた破片速度とクレー タ深さより、衝突前後のエネルギ比を求めること が出来る.過去の研究より、高速度カメラから取 得した画像からは解像度の問題で破片1つ1つの 速度を測定することは困難であることが分かって いる²⁾. Piekutowskiの研究より、デブリクラウド は軸対象であり、破片は外郭に集中するという事 が証明されているので、その考え方を CFRP バン パにも適用した³⁾. Fig.6 に時刻 t₀と t₀+ <u>/</u>t のデブリ クラウド断面図を示す.デブリクラウドは中空で、大 部分の破片は外郭に分布するので、本研究ではデブリ クラウド外郭の速度を破片速度とする.また、高速度 カメラの撮影間隔が 1~2µs と短い為、破片が等速 直線運動をしているとみなし、デブリクラウドの 速度を式(2)より算出した.

$$V_d(\phi) = \frac{R(\phi)_{t_2} - R(\phi)_{t_1}}{t_2 - t_1}$$
(2)

算出した外郭速度を飛散角度 φ の関数として表し, 分散の値が小さくなるように 6 次式で近似した. Witness plate 上からクレータを作った破片の飛散 角度が導けるので,飛散角度 φ で衝突した破片速 度 $V(\varphi)をクレータ毎に求めることができる. クレ$ ータ直径は, Cour-Palais らによる式(3)の実験式より算出した⁴⁾.



$$a_{i} = \left(\frac{1}{5.24 \times H_{i}^{-0.25} \times \rho_{p}^{0.5} \times \rho_{t}^{-0.5} \times C_{t}^{-0.33} \times V_{d,i}^{0.67}}\right)$$

ここで *d_i*は破片直径[cm], *P_i*はクレータ深さ[cm],

 H_i は Witness Plate のブリネル硬さ[HB], ρ_p は破片 密度[g/cm³], ρ_t は Witness Plate 密度[g/cm³], C_t は Witness Plate 中の音速[km/s], V_d は破片速度[km/s] である. 衝突破片を球状と仮定して破片質量 M_i [kg]を求めた. 衝突後の運動エネルギ E_d は、破片 の運動エネルギの和と本研究では定義し、式(4)よ り求めることができる.

$$E_d = \sum_{i=1}^{n} \frac{1}{2} M_i V_{i,d}^2 \tag{4}$$

衝突前の運動エネルギ E_p は,飛翔体の運動エネル ギである.よって,衝突前後のエネルギ比 E_d/E_p を 求めることができる.

4.2 エネルギ比算出結果

Fig.7 は衝突前後のエネルギ比の算出結果を表したものである.これより、CFRPの炭素繊維の弾性率による運動エネルギ比の値に大きな違いは見られなかった.一方で、面密度が高くなればエネルギ比の値は小さくなる傾向があることがわかった.

5. 結論

- 1. クレータ最大深さの比較から,炭素繊維の 弾性率が約350GPa以下である CFRP が, デブリバンパとして性能がよいことがわ かった.
- 衝突前後の運動エネルギ比には炭素繊維 の違いによる優位な差は見られなかった。 面密度の増加に従いエネルギ比が減少す る傾向があった。
- 今後,弾性率とクレータ最大深さのばらつ きの関係を詳細に調べる必要がある.また, 他のパラメータとして,衝突速度の違いが バンパ性能に与える影響も検討すべき課 題である.

謝辞

本研究は、JAXA 宇宙科学研究所スペースプラ ズマ共同利用設備、JAXA 複合材グループの設備、 JAXA 月惑星グループの設備を用いて実施されま した.実験を手伝ってくださった法政大新井研究 室3年の竹田光佑様,栗原愛美様には大変お世話 になりました.重ねて感謝致します.

参考文献

- 1) NASA Orbital Debris Program Office: Orbital Debris Quarterly News, Vol.17 (1), 2013.
- 2) 草野 匠,スペースデブリ衝突に対するCFRP のバンパ性能評価,2011年度法政大学大学院 修士論文,2012年.
- 3) Piekutowski, A.J : Structural Damage Prediction and Analysis for Hypervelocity Impact Formation and Description of Debris Clouds Produced by Hypervelocity Impact, NASA CR 201000, 1995.
- Cour-Palalis, B.G. Hypervelocity Impact in Metals, Glass and Composites. *Int. J. impact Eng.* Vol.5, pp.221-237, 1987