

CFRP スペースデブリバンパの数値シミュレーション

○堀松真(法政大), 東出真澄(JAXA), 草野匠, 新井和吉(法政大), 長谷川直, 永尾陽典(JAXA)

1. 序論

宇宙空間には宇宙構造物の破片や運用を停止した人工衛星などの人工物体(スペースデブリ)が存在する。スペースデブリの周回速度は平均 7 km/s であり, デブリと宇宙構造物の衝突速度は平均 10 km/s と高速である。そのため, 小さなデブリが高速で衝突すると宇宙構造物に非常に甚大な被害を及ぼす。デブリ衝突による宇宙構造物への被害を防ぎ, ミッションを継続させる対策が必要である。デブリ防御の方法に二重壁構造のシールド構造である Whipple Bumper Shield がある。このシールドの特徴は 1 枚目の薄い金属製バンパによってデブリが細かく破碎して, 状態変化する点である。デブリが細かく破碎して, 運動エネルギーは広範囲に分散する。また, 状態変化によって運動エネルギーは熱エネルギーとして消費される。よって, バンパを配置することで 2 枚目の与圧壁が受ける損傷は軽減される。

これまで 1 枚目のバンパ材料にアルミニウム合金を使用する衝突実験や数値シミュレーションが多く行われてきた¹⁾。本研究ではバンパの軽量化, 防護性能向上を目的として CFRP に注目した。現在, CFRP はバンパ材料として有用であることが示されている²⁾。しかし, CFRP バンパの数値シミュレーションは世界的に見て少ない。そこで, 本研究は高速衝突実験と等しい条件において CFRP バンパの数値シミュレーションを行い, 実験との整合性を確認する。また, 数値シミュレーションにおいて材料パラメータを変化させることによってどの材料パラメータがデブリ防護性能向上に貢献するかを検討する。

2. 数値シミュレーションおよび高速衝突試験

本研究の数値シミュレーションは衝撃解析コード AUTODYN-3D を用いる。飛翔体の状態方程式は Shock モデル, 構成則は Steinberg-Guinan モデル, 破壊則は Johnson-cook モデルを用いる。バンパの状態方程式は Ortho (非等方性モデル), 構成則は Elastic (完全弾性モデル), 破壊則は Material-Stress (材料応力モデル) を用いる。デブリを模擬した飛翔体は Al2024, 直径 1mm 球を用いる。CFRP のシミュレーションモデルを図 1 に示す。16ply, 32ply の CFRP モデルを用いる。シミュレーションの整合性を確

認するために同一条件で高速衝突試験を行う。実験には ISAS/JAXA の二段式軽ガス銃を用いる。CFRP のプリプレグには IM600/133 の UD 材を用いて 16ply, 32ply に積層した。積層構成は 16ply が $[(45, 0, -45, 90)_s]_2$ 32ply が $[(45, 0, -45, 90)_s]_4$ とする。板厚は 16ply が 2.3mm, 32ply が 4.6mm である。衝突速度は実験, シミュレーションともに 16ply は 6.58 km/s, 32ply は 6.71 km/s とする。実験の飛翔体は直径 1 mm のアルミニウム合金球を用いた。

3. 結果および考察

3.1 整合性確認方法

確認には衝突面から面内のき裂までの衝突方向の距離であるき裂位置とバンパの面内方向(Y軸方向)に生じる衝突位置からき裂端までの距離であるき裂長さを用いた。比較する実験結果として衝突後のバンパの X 線 CT スキャン画像を用いた。X 線で観察されるき裂位置, き裂長さは画像解析ソフトを用いて計測した。シミュレーションにおいてき裂測定は以下の方法で行った。各セルが破壊状態にあり, 密度が CFRP (1.63 g/cm³) より低い状態である場合にき裂と定義した。そのセルのき裂位置, き裂長さを読み取った。図 2 にシミュレーション結果を示す。図 3 に X 線 CT スキャン画像を示す。

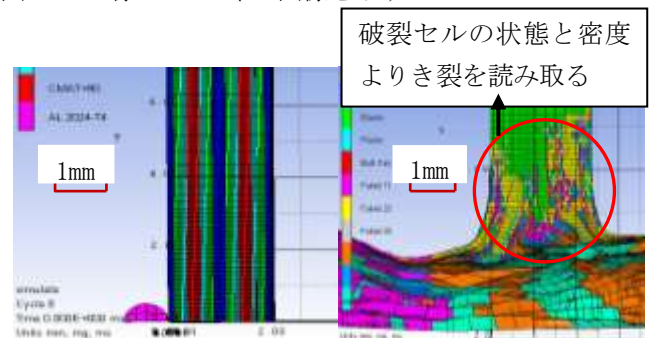


Fig. 1 Simulation Model Fig. 2 Simulation Image

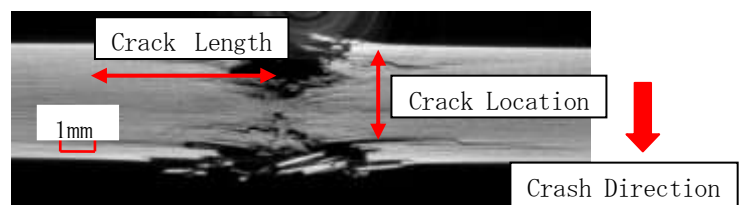


Fig. 3 X-ray CT Scanning Image

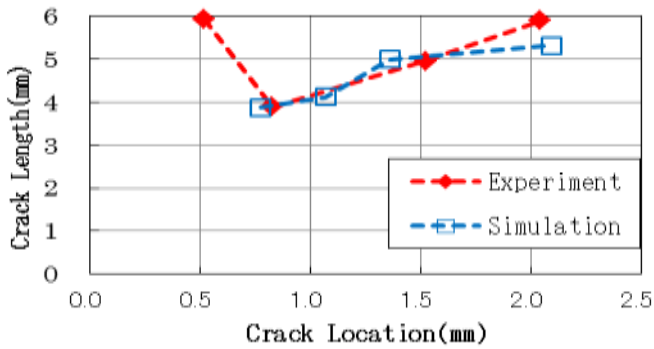


Fig. 4 16ply Comparison of Crack Length

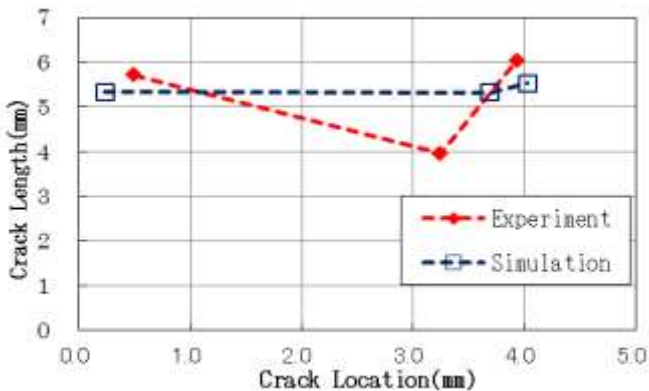


Fig. 5 32ply Comparison of Crack Length

3.2 整合性比較結果

図 4 に 16ply, 図 5 に 32ply のき裂長さとき裂位置による実験とシミュレーションの比較結果を示す。横軸にき裂位置, 縦軸にき裂長さをとる。図 4 は前面のき裂位置, き裂長さは一致しなかった。後面のき裂長さは実験とシミュレーションにおいてほぼ良い一致を示した。よって, 16ply では前面において実験をシミュレーションでは再現できなかった。図 5 ではき裂長さが前面, 後面ともにほぼ良い一致を示した。しかし, 中間点のき裂は再現できなかった。よって, 32ply では前・後面の大きなき裂長さが再現できた。

3.3 バンパの性能向上に貢献するパラメータの検討

バンパの性能を評価するために材料パラメータである弾性率, 引張強度を変化させてシミュレーションを行った。最大き裂長さが長いほどバンパが多くエネルギーを吸収して, デブリ防護性能が向上すると考えられる。図 6~9 において横軸は変化後の材料パラメータの値(Sim)を静的試験から得た値(Exp)で割った値 A, 縦軸は最大き裂長さとした。A はパラメータを変化前より何倍増加させたのかを表したものである。弾性率は繊維方向の弾性率(EL), 繊維と直交する方向の弾性率(ET)と表す。引張強度は繊維方向の引張強度(FLT), 繊維と直交する方向の引張強度(FTT)と表す。

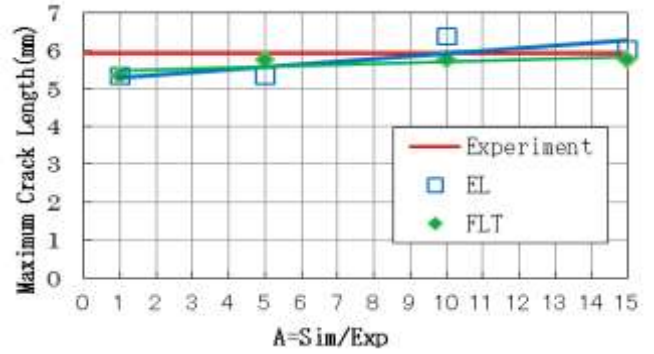


Fig. 6 16ply Comparison of EL and FLT

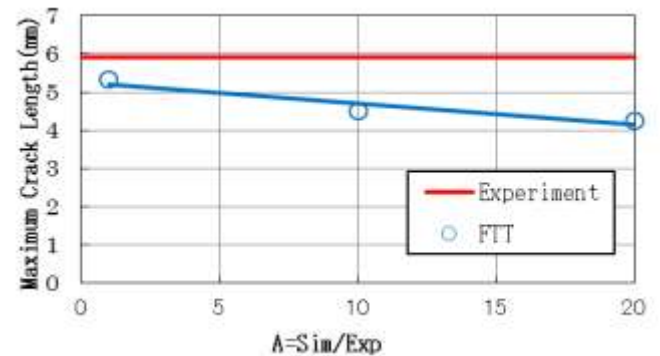


Fig. 7 16ply Comparison of FTT

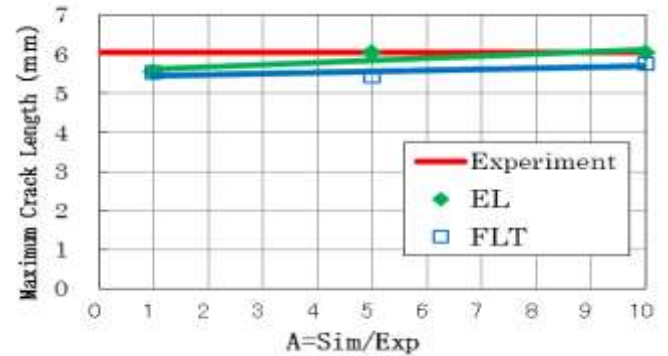


Fig. 8 32ply Comparison of EL and FLT

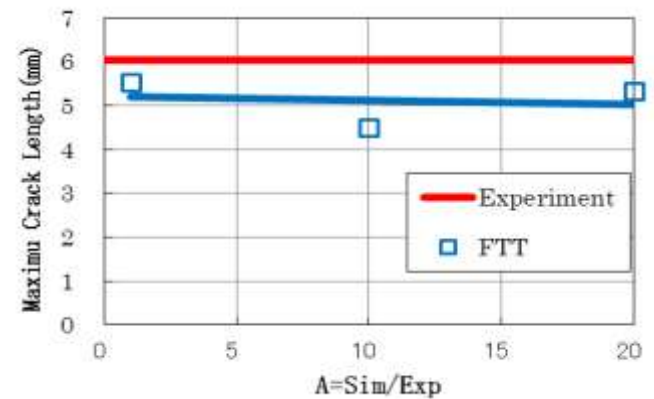


Fig. 9 32ply Comparison of FTT

EL と FLT は 1 倍→5 倍→10 倍→15 倍に変化させた。FTT は 1 倍→10 倍→20 倍に変化させた。ET を増加させると破壊セルがターゲット端部まで達したため最大き裂長さを測定できなかった。図 6 は 16ply で EL と FLT を変化さ

せたグラフ、図7は16plyでFTTを変化させたグラフである。図8は32plyでELとFLTを変化させたグラフ、図9は32plyでFTTを変化させたグラフである。

16plyにおいて図6から繊維方向の弾性率、引張強度の値が増加すると最大き裂長さが増加した。図7から繊維と直交する方向の引張強度が増加すると最大き裂長さがしだいに減少した。よって、繊維と直交する方向の引張強度を逆に減少させると最大き裂長さは増加すると予想できる。減少した理由は繊維と直交する方向の引張強度の増加によって、層間強度が強くなってき裂伸展しにくいためと考えられる。

32plyにおいて図8から繊維方向の弾性率が増加すると最大き裂長さが増加した。繊維方向の引張強度が増加しても最大き裂長さにほとんど影響しなかった。図9から繊維と直交する方向の引張強度が増加しても最大き裂長さはほとんど影響しなかった。

4. 結論

1 実験とシミュレーションの整合性確認において16plyでは後面のき裂長さはほぼ良い一致を示して、32plyでは前、後面のき裂長さはほぼ良い一致を示した。よって、CFRPスペースデブリバンパの実験と数値シミュレーションに関する整合性がほぼ確認できた。

2 繊維方向の弾性率と引張強度を増加させることでCFRPバンパのデブリ防護性能は向上する。

今後の課題としてはX線によるき裂測定において誤差が約0.5 mm生じるため、測定方法を改善する必要がある。また、材料応力モデルだけでなく他の破壊則の検討が必要である。繊維と直交方向の引張強度を減少した場合など他の材料パラメータについて更なる解析が必要である。

5. 参考文献

- 1) E. L. Christiansen, J. L. Crews, J. E. Williamsen, Enhanced meteoroid and orbital debris shielding, (1995), vol. 17, pp. 217-228, Int. J. Impact Eng.
- 2) 草野匠, CFRP への超高速衝突実験におけるデブリクラウドに関する研究, (2009), 法政大学卒業論文