

指向性エネルギー堆積法により造形した アルミニウム合金 Al-10Si-0.4Mg の衝突破壊挙動

西田 政弘

防衛大学校 機械システム工学科

1. 緒 言

金属積層造形材は、複雑な構造も一体で成形することが可能で、従来の除去加工では難しい形状も実現可能である。また、材料ロスを少なくすることができ、多品種少量生産の宇宙関連製品への応用が期待されている。金属積層造形の中でも、指向性エネルギー堆積法は、造形速度が速く、大型部品の造形が可能で、各種、輸送機器への応用が進められており、高速の衝突に対する挙動を知る必要がある。パウダー式指向性エネルギー堆積法により、アルミニウム合金 Al-10Si-0.4Mg 造形材の強度評価を行ってきた。

2. 実験方法

金属積層造形には、アルミニウム合金 Al-10Si-0.4Mg の粉末（東洋アルミニウム株式会社：平均粒径 80 μm ）を用いた。指向性エネルギー堆積法の造形装置（日本電産マシントール株式会社 LAMDA 200）により、滋賀工業技術総合センターにて、サイズ 30 mm×70 mm×12 mm（縦×横×高さ）に造形し、その後、ワイヤ放電加工により厚さ 1 mm の板を作製した。その板から、JIS Z2241 13B を参考にした引張試験片（Fig. 1）と衝突用試験片（厚さ 1 mm の板材）を作製し、実験に用いた。造形条件は、先行研究（レーザーパワー 1000 W，ノズル移動速度 900 mm/min）[1]と同じ条件を使用した。

静的引張試験機（島津 AGS-10kNX）により引張試験（引張速度 0.06～60 mm/min）を行った。試験片にはランダムパターンを塗布して、引張試験中は CMOS カメラで試験片の変形挙動を撮影した。試験後、デジタル画像相関法により、標点間距離（ゲージ長）10 mm でひずみを求め、応力-ひずみ線図を求めた。衝突試験には、JAXA 宇宙科学研究所の二段式軽ガスガンを用いて、衝突速度 6 km/s で実験を行った。飛翔体は、宇宙ゴミを模擬した A2017 アルミニウム合金-T4 の球（直径 2.5 mm）を使用した。実験チャンバーの中に、Fig. 2 に示す装置を設置し、イジェクタを前方と後方に分けて回収するようにした。試験片の前方に銅製の検証板（ISO 11227:2012 [2]），後方に、与圧壁を模擬した後壁（Rear wall）を配置し、飛翔体の球とターゲットの金属積層造形材の破碎挙動を定量的に評価できるようにしている。

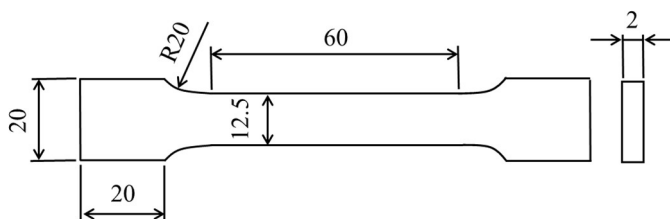


Fig. 1 Tensile test specimen.

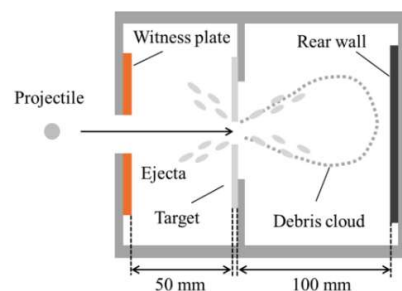
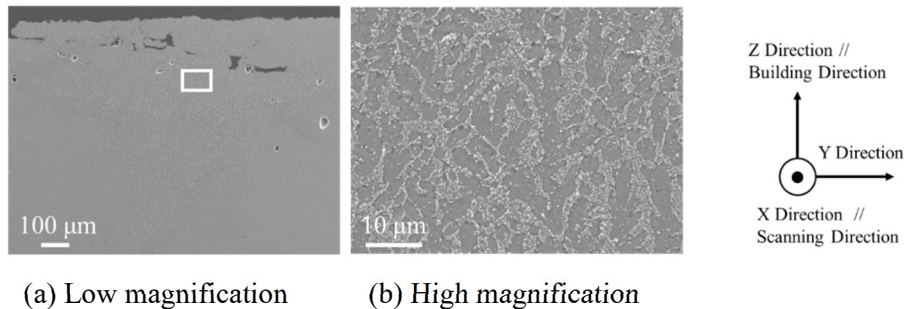


Fig. 2 Setup for high speed impact tests.

3. 結果

Fig.3 に試験片の YZ 面における SEM 観察結果を示す。低倍率と高倍率の結果であり、低倍率の白い四角のエリアを拡大して観察した。白黒画像であるが、高倍率の方には初晶 α -Al 相と共晶マトリックスが観察できる。

Fig. 4 に静的引張試験から得られた真応力-真ひずみ線図の結果を示す。圧延材のように、明確な弾性域、塑性域の違いを示さず、徐々にひずみ、応力が増えて、ひずみ 0.03 程度で破断した。引張速度 0.06~60 mm/min の結果を示しているが、ひずみ速度の影響はみられなかった。流動応力、破断ひずみには、大きな変化はなく、ひずみ速度感受性はほとんどみられなかった。



(a) Low magnification (b) High magnification

Fig 3 Microstructures of sample observed via SEM.

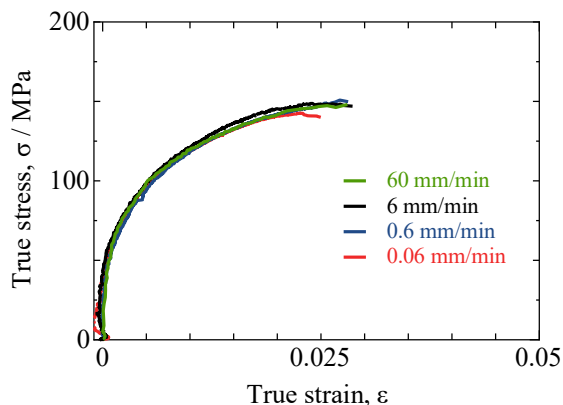


Fig. 4 Static tensile test (stress-strain curve).

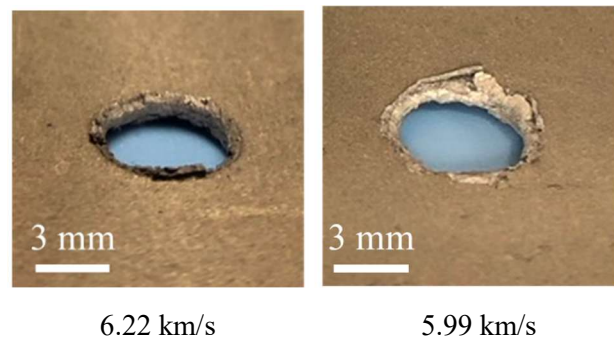


Fig. 5 Photographs of specimens (impact side).

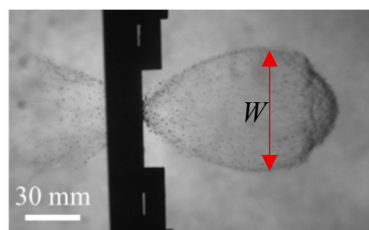
Fig. 5 に、衝突後の衝突面側の試験片の写真を示す。貫通孔は円形で、貫通孔の近くにはリップが生成され、反りかえっており、その長さは 0.5 mm 程度であった。Table 1 には、貫通孔面積、等価直径を示す。飛翔体直径 2.5 mm に対して、倍以上の直径の貫通孔が生成された。Table 1 には、ターゲット質量の変化と体積変化を示す。体積変化は、ターゲット質量の変化と密度から計算した。貫通孔面積に対応した体積に比べて、質量変化から求めた体積変化は小さく、リップが成長することで、体積変化が少ないことがわかる。また、前方へ飛散したイジェクタの質量および体積を Table 1 に示す。衝突速度 6.22 km/s の結果では、ターゲットの体積変化 22.38 mm³ および飛翔体の体積 8.18 mm³ に比べて、前方へ飛散した体積 4.43 mm³ は少なく、14%程度に相当し、残りの 86%がターゲット後方に飛散していることがわかる。

ターゲットと飛翔体が破砕した破片が雲状になっているデブリクラウドの撮影結果を Fig. 6 に示す。衝突後、20 μ s の結果である。撮影に際しては、Fig. 2 の写真の実験装置を用いな

いで、デブリクラウドが明確に撮影できるようにした。Piekutowski による先行研究の結果（圧延板）[3]と同様に、内部構造（先頭の帽子のような形状など）や楕円形の雲のように見える形状が確認できる。金属積層造形材でもほぼ同じ結果であった。最も幅の広いところの時間変化を Fig. 6 に示す。幅は、時間とともに一定の割合で大きくなっていることがわかる。

Table 1 Data obtained from the hypervelocity impact tests.

Velocity [km/s]	6.22	5.99
Perforation hole area [mm ²]	30.06	28.40
Perforation hole diameter [mm]	6.19	6.01
Change in target mass [mg]	59.1	67.9
Change in target volume [mm ³]	22.38	25.72
Fragment mass in front of target [mg]	11.7	20.0
Fragment volume in front of target [mm ³]	4.43	7.58



6.09 km/s (20 μ s after impact)

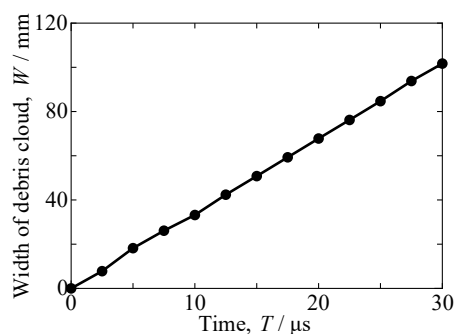


Fig. 6 Width of the debris cloud.

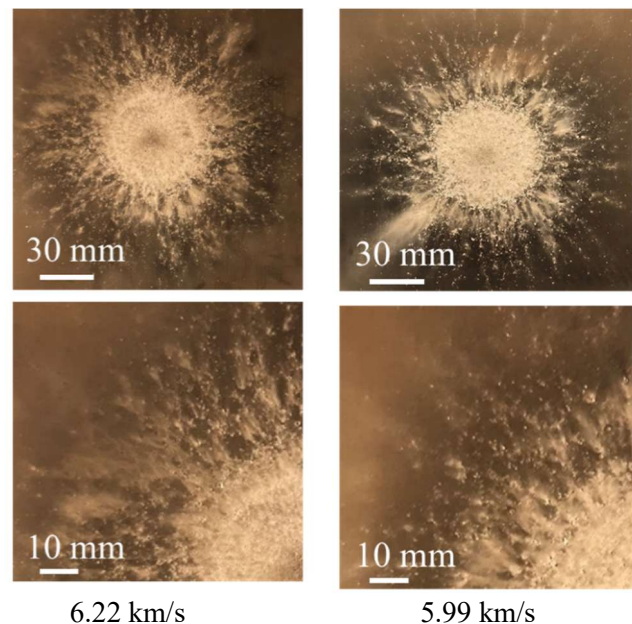


Fig. 7 Photographs of rear walls after impact.

Fig. 7に後壁の写真を示す。Fig. 6のデブリクラウドが後壁に衝突したことによる圧痕（衝突の模様）である。Fig. 7の上側は全体の写真で、下側は、上側の写真の1/4の範囲を拡大したものである。後壁の圧痕により、圧痕のエリア（サイズ）や衝突による材料の破碎の様子を知ることができる。小さい粒子が衝突したような、直径約 1 mm 程度の圧痕の集合からなる円形および円形から放射状に広がっている形状がみえる。中心にある円形の直径は、63～65 mm であった。

Fig. 8 に、試験片前側の検証板の観察結果を示す。前方へ噴き出したイジェクタ（破片）が衝突した圧痕による模様が観察できる。直径 1 mm 程度の圧痕が数多く観察でき、圧痕からなるリング状の模様およびリングから放射状に分布している模様が観察できる。前方へのイジェクタはコーン状に噴出する[4-5]ことから、似た結果になっている。またリング状の模様の内径は約 62-65 mm で、角度にすると約 60° であった。

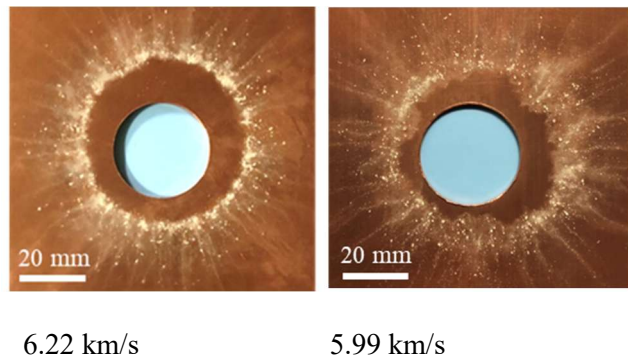


Fig. 8 Photographs of witness plates.

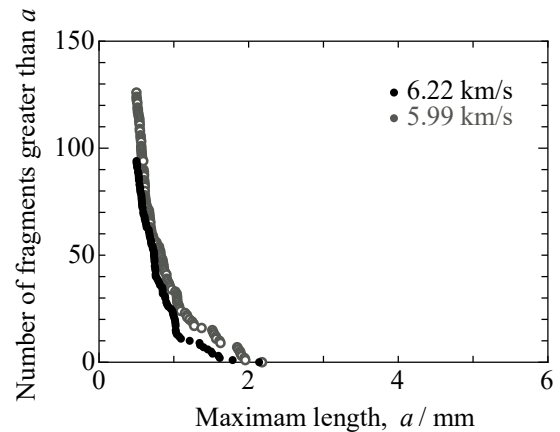


Fig. 9 Ejecta size distribution.

Fig. 9 に、前方へ飛散して、回収されたイジェクタのサイズを測定して、長さ a について、累積個数分布をまとめた結果を示す。累積個数分布は、例えば、横軸の最大長さが 1 mm の時は、1 mm 以上個数を示している。回収されたイジェクタの長さは最大でも 2 mm で、0.5 mm 程度の個数は、95 個と 130 個程度で、その分布は似通っていた。

4. 結 言

引張試験結果では、ひずみ速度感受性はほとんどみられなかった。圧延材料に比べて、破断伸びは小さいと考えられる。衝撃試験では、貫通孔やイジェクタ（破片）の飛散を調べた。引張試験で破断伸びが小さい結果と対応してリップは小さかったが、イジェクタは多くなく、衝撃にも十分耐えられることがわかった。

謝辞 本研究課題は、2023 年度に採択された公益財団法人軽金属奨学会の統合的先端研究の助成により行われました。多大なるご支援に心より感謝を申し上げます。衝突実験には、宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 スペースプラズマ共同研究設備を利用しました。ここに記して謝意を表します。

参考文献

- [1] M. Nishida, T. Sato and Y. Watanabe: *Int. J of Impact Eng.*, **206** (2025), 105391.
- [2] ISO 11227:2012, space systems — Test procedure to evaluate spacecraft material ejecta upon hypervelocity impact, (2012).
- [3] A. J. Piekutowski: *Int. J of Impact Eng.*, **23** (1999), 711-722.
- [4] J.-C. Mandeville and M. Bariteau: *Adv. Space Res.*, **34** (2004), 944-950.
- [5] M. Nishida, K. Hayashi, J. Nakagawa and Y. Ito: *Int. J of Impact Eng.*, **42** (2012), 37-47.

積層造形 Al-10%Si-0.4%Mg 合金ジャイロイド構造体への 衝突破壊挙動に及ぼすセルサイズの影響

西田 政弘

防衛大学校 機械システム工学科

1. 緒 言

軽量な構造体としてラティス構造が航空や宇宙の分野で注目されている。ラティス構造の一種である三重周期極小曲面（TPMS：Triply Periodic Minimal Surface）構造は 3 次元で周期的に連続した 1 つのサーフェス構造であり、サーフェスとサーフェスの間には空間がある。宇宙ゴミが衝突した際には、構造中のサーフェスに数回衝突することになり、その構造を上手く設計することにより、できるだけ小さな空間占有率の宇宙ゴミ・バンパーとして機能することが期待される。しかし、これまで、TPMS 構造に対して、宇宙ゴミの衝突を模擬した破壊挙動は報告されておらず、宇宙ゴミ・バンパーとしての応用を見据えて、高速衝突時の破壊挙動を明らかにする必要がある。

本研究では、TPMS 構造の中でも Gyroid 構造に注目し、積層造形法により、Al-10%Si-0.4%Mg 合金の Gyroid 構造体を作製し、その衝突破壊挙動を調べた。特に、本研究では Gyroid 構造のセルサイズが破壊挙動に及ぼす影響について明らかにした。

2. 実験方法

Gyroid 構造は、次式で示される関数 f_G の陰伏曲面から構成される[1]。

$$f_G = \sin\left(\frac{2\pi X_G}{L_x}\right) \cos\left(\frac{2\pi Y_G}{L_y}\right) + \sin\left(\frac{2\pi Y_G}{L_y}\right) \cos\left(\frac{2\pi Z_G}{L_z}\right) + \sin\left(\frac{2\pi Z_G}{L_z}\right) \cos\left(\frac{2\pi X_G}{L_x}\right) - k \quad (1)$$

ここで、 L_x , L_y , L_z はそれぞれ Gyroid 座標系(X_G , Y_G , Z_G)の X_G , Y_G , Z_G 方向に対する周期、 k は曲面位相パラメータであり、 $f_G = 0$ とした等値面が Gyroid 構造となる。

投影方向を(X_G , Y_G , Z_G) = (0,0,1)方向もしくは(1,1,1)方向とした平行投影図ではサーフェスがない部分がみられ、その部分に宇宙ゴミが衝突した場合は、サーフェスに衝突せず、宇宙ゴミは通り抜けてしまう。それに対し、(X_G , Y_G , Z_G) = (1,0,1)方向の平行投影図ではサーフェスが必ず存在するため、宇宙ゴミ・バンパーとして(X_G , Y_G , Z_G) = (1,0,1)方向に垂直な面を正面にするジャイロイド構造体が良いと考えた[2]。そして、(X_G , Y_G , Z_G) = (1,0,1)方向に宇宙ゴミを模擬した球の衝突試験を行い、その破壊挙動を調べた。また、式(1)は Gyroid 構造曲面を示しており、厚さを持たないため、Gyroid 構造体を $\pm k$ の範囲で挟まれる領域とし、厚さを持たせた Gyroid 構造体を実験に用いた。

Gyroid 構造体の形状として、 $L_z = 20$ mm に固定し、 $L_x = L_y = 20$ mm, 16.7 mm, 12.5 mm, 8.3 mm の 4 種類とし、平均のサーフェス厚さを 0.8 mm とした。また、衝突実験できるように、Gyroid 構造体のサイズは 50 mm × 50 mm × 50 mm とした。粉末床溶融結合方式の金属積層造形装置（中瑞科技 ZRapid Tech, iSLM420）を用いて、Al-10%Si-0.4%Mg 合金粉末（粒

径 15-53 μm , CNPC Powder China LTD) で造形した。レーザーパワー 300~380 W, 走査ピッチ 0.16 mm, 積層厚さ 0.04 mm とした。

衝突実験では, JAXA 宇宙科学研究所の二段式軽ガスガン[3]を用いて超高速の衝突試験を行った。衝突速度は約 3 km/s とし, 直径 3.2 mm の A2014 アルミニウム合金-T4 球を用いた。衝突実験後, 構造内部の破壊挙動を, X 線コンピューター断層撮影 (X 線 CT) により調べた。

3. 実験結果

Fig. 1 に衝突実験前のジャイロイド構造体の設置状況およびそれに合わせた座標を示す。Gyroid 構造の $(x, y, z) = (1, 0, 1)$ 方向の投影面に垂直となるように飛翔体を衝突させた。X 線 CT による内部観察のために, 図中に示すような右手系の座標軸 (X_s, Y_s, Z_s) を採用した。

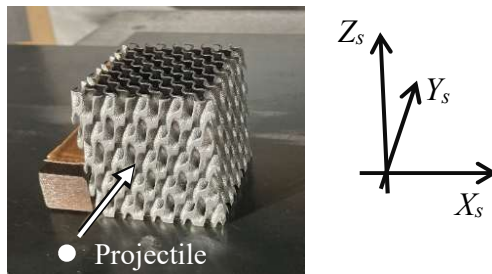
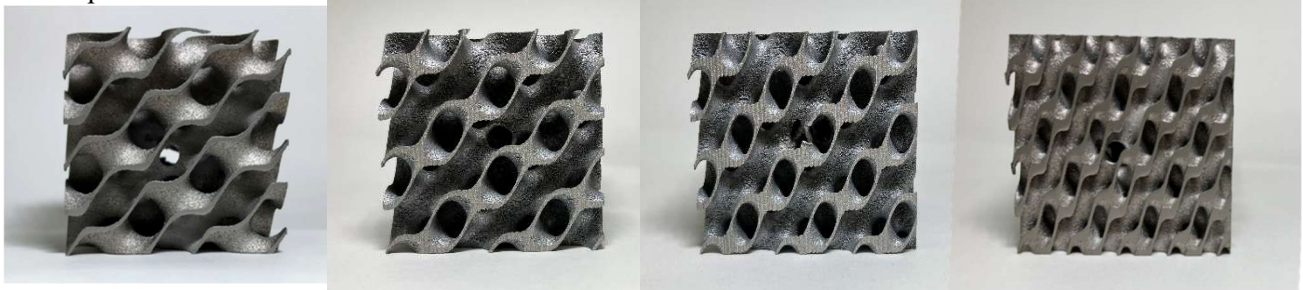


Fig. 1 Set up for impact tests of gyroid structure with a period of 8.3 mm.

Impact side



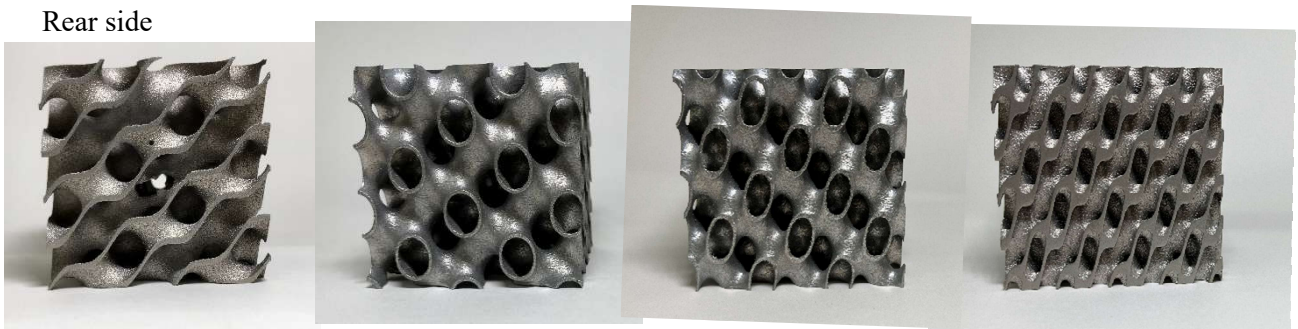
(a) Period 20 mm

(b) Period 16.7 mm

(c) Period 12.5 mm

(d) Period 8.3 mm

Rear side



(a) Period 20 mm

(b) Period 16.7 mm

(c) Period 12.5 mm

(d) Period 8.3 mm

Fig. 2 Photographs of gyroid structures after impact test.

Fig. 2 に衝突実験後のジャイロイド構造体の写真を示す。どの場合も、飛翔体より少し大きな穴が衝突面に空いている。周期 20 mm のジャイロイド構造体では、飛翔体が貫通しているため、反対側まで抜けた貫通孔が観察できる。周期 20 mm のジャイロイド構造体の裏面からの写真では、主たる貫通穴以外に小さな穴も観察でき、飛翔体およびジャイロイド構造体の破碎した破片が飛散し、小さな穴が空いたと思われる。

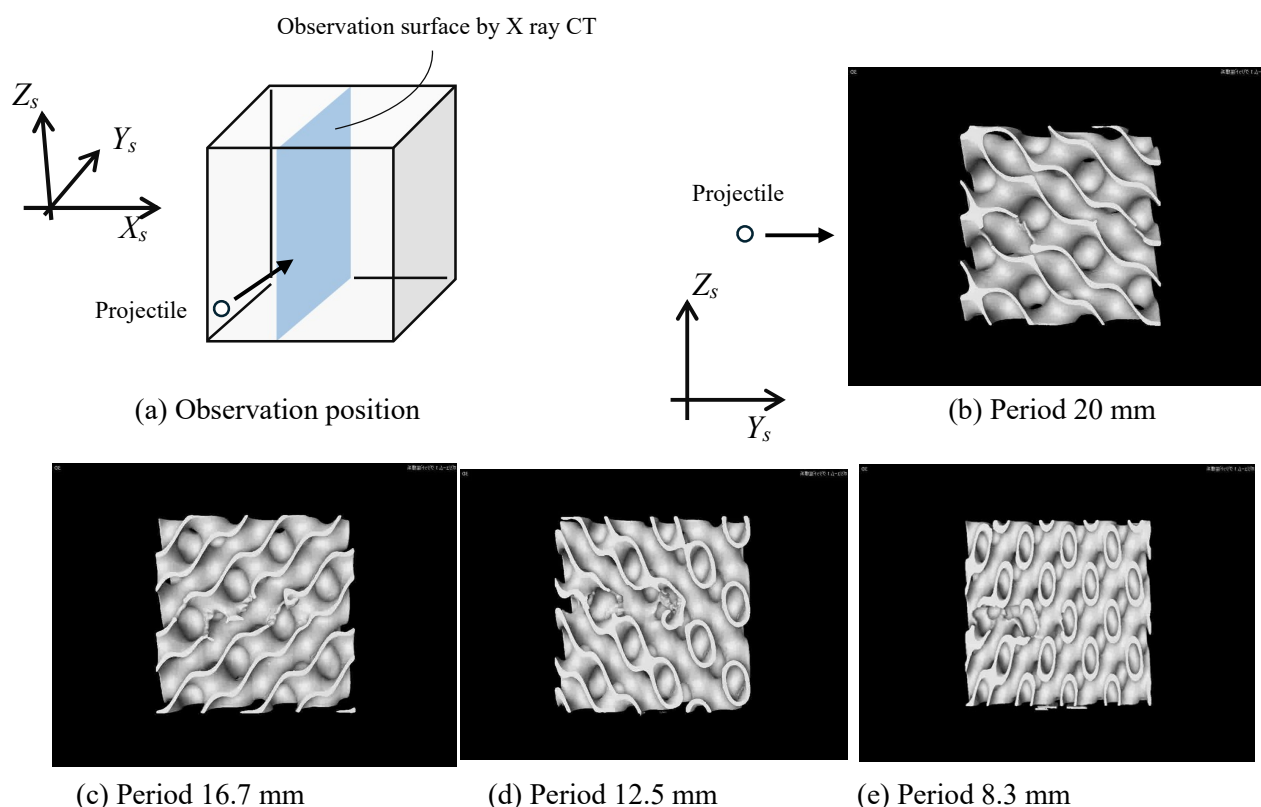


Fig. 3 X-ray CT images of gyroid structures after impact test.

Table 1 Results of impact tests

Period (mm)	Impact velocity (km/s)	Perforation／Non-perforation	Penetration depth (mm)
20	2.85	Perforation	—
16.7	3.13	Non-perforation	38
12.5	3.01	Non-perforation	32
8.3	3.09	Non-perforation	29

X 線 CT による内部破壊挙動の観察結果の一例を Fig. 3 に示す。Fig. 3(a)のように、飛翔体の進む方向に平行な面 (Y_s Z_s 面) の X 線 CT 像を調べた結果が Fig. 3(b)-(e)である。Fig. 3(b)-(e)において、ジャイロイド構造体の左側から飛翔体が衝突し、右側 (Y_s 軸正の向き) に進んでいった。内部の破壊が大きく、貫入の軌跡が分かりやすい面を示している。どの周期の場合も、衝突前の進行方向から大きく反れたり、ジグザグに進んだりすることなく、ほぼ真っすぐ飛翔体が進んでいるように見える。衝突面の貫通穴やジャイロイド構造体の衝突により破碎した領域は、飛翔体よりわずかに大きく、どの深さでも似たような破壊領域である。ジ

ジャイロイド構造体の内部に、球状の飛翔体もしくは変形した飛翔体は観察できず、飛翔体はサーフェスとの衝突で破砕した。

Table 1 に、貫通／非貫通および貫入深さを示す。X線 CT の画像において、ジャイロイド構造体の長さや幅と比較して、貫入深さを算出した。周期 20 mm では貫通したが、周期 16.7～8.3 mm では、周期が小さくなるにしたがって、貫入深さは小さくなっていった。周期が小さいとサーフェス間隔は小さくなっており、貫入深さは小さくなくても、衝突するサーフェスの枚数はほぼ同じで、4～5 枚であった。

4. まとめ

粉末床溶融結合法による金属積層造形法により、Al-10%Si-0.4%Mg 合金の Gyroid 構造を作製し、その衝撃破壊挙動を調べた。周期 20 mm では貫通したが、周期 16.7～8.3 mm では貫通せず、飛翔体は、ジャイロイド構造体のサーフェスとの衝突で破砕した。周期 16.7～8.3 mm の高速衝突時の衝突特性は良好で、宇宙ゴミ・バンパーとしての可能性を実験により示すことができた。

謝辞 本研究課題は、2023 年度に採択された公益財団法人軽金属奨学会の統合的先端研究の助成により行われました。多大なるご支援に心より感謝を申し上げます。衝突実験には、宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 スペースプラズマ共同研究設備を利用しました。ここに記して謝意を表します。

参考文献

- [1] C. Yan, L. Hao, L. Yang, A.Y. Hussein, P.G. Young, Z. Li, Y. Li: *Triply Periodic Minimal Surface Lattices Additively Manufactured by Selective Laser Melting, Chapter 2 - Design of TPMS structures*, Academic Press, **27** (2021).
- [2] S. Okubo, M. Nishida, S. Nanri and K. Fujii: *69th Proceedings of the Space Sciences and Technology Conference*, (2025), 3Q19.
- [3] N. Kawai, K. Tsurui, S. Hasegawa and E. Sato: *Rev. Sci. Instrum.*, **81** (2010), 115105.

A6082 アルミニウム合金をベースとした高 Si 組成アルミニウム合金 の流動応力に与えるひずみ速度の影響

西田 政弘

防衛大学校 機械システム工学科

1. 緒言

電動化に伴い、自動車の車両重量は増加しており、軽量化が求められ、軽金属材料を多用したマルチマテリアル化が必要である。アルミニウム合金を始めとする軽金属材料のひずみ速度感受性、つまり、ひずみ速度の影響を知ることは大切である。ひずみ速度 10^3 s^{-1} を超える高ひずみ速度では、実験手法が限られていることから、ひずみ速度感受性に関するデータは必ずしも多くない。

A6082 アルミニウム合金について、Si を規格範囲外まで増加させた試料を用いた。広いひずみ速度領域で、応力-ひずみ曲線を精度良く測定した結果を用いて、流動応力に与えるひずみ速度の影響について調べた。

Table 1 Chemical compositions of various specimens (mass%).

	No.	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Al
Base alloy	A	1.0	0.20	<0.01	0.7	0.9	<0.01	<0.01	0.01	Bal.
+ Si	B	1.5	0.20	<0.01	0.7	0.9	<0.01	<0.01	0.01	Bal.
	C	1.9	0.20	<0.01	0.7	0.9	<0.01	<0.01	0.01	Bal.

2. 実験材料

A6082 アルミニウム合金(A 材と呼ぶ)をベース材料とし、Table 1 に成分を示すように、Si を規格範囲外まで増加させた 2 種のアルミニウム合金 (B 材, C 材) の合計 3 種を測定し比較した。材料は、均質化処理 (100°C/h 昇温 → 530°C で 5 時間 → 空冷) の後、厚さ 1.5 mm × 幅 70 mm (押出比: 60.6) で押出加工 (ビレット温度 500°C, コンテナ温度 500°C, 押出速度 5m/min) を行い、溶体化処理 (100°C/h 昇温 → 530°C で 1h → 水冷), 自然時効 (室温で 24 時間保持) 後、人工時効処理 (50°C/h 昇温 → 175°C で 8 時間 h → 空冷) を行った。B 材, C 材の板厚面の微細組織を Fig. 1 に示す[1]。A 材は繊維状組織, B 材, C 材は再結晶組織がみられた。そこで、A 材については、再結晶組織に、微細組織を合わせるために、熱処理 (540°C で 10 時間後、水冷却 → 175°C で 8 時間後、空気冷却) を行った。処理後の A 材 (A-R 材と呼ぶ) の微細組織[1]を Fig. 1 に示す。A-R 材も、再結晶組織となっている。

3. 引張試験および評価方法

引張試験は 3 種類の試験機を用いて行った。低速試験 (0.6mm/min, 6mm/min, 60mm/min) では万能試験機 (株式会社 島津製作所 AGX-10kNX), 速い速度 (1 m/s) では高速衝撃試験機 (株式会社 島津製作所, ハイドロショット試験機 HITS-T10), さらに速い速度ではホプキンソン棒法 (3.8~4.2m/s) を用いた。それにより、ひずみ速度 $10^{-3} \sim 10^3 \text{ s}^{-1}$ の領域で、応力

-ひずみ曲線を得た。ホプキンソン棒法は Fig. 2 に示す装置で，入出力棒はアルミニウム合金を用いた。

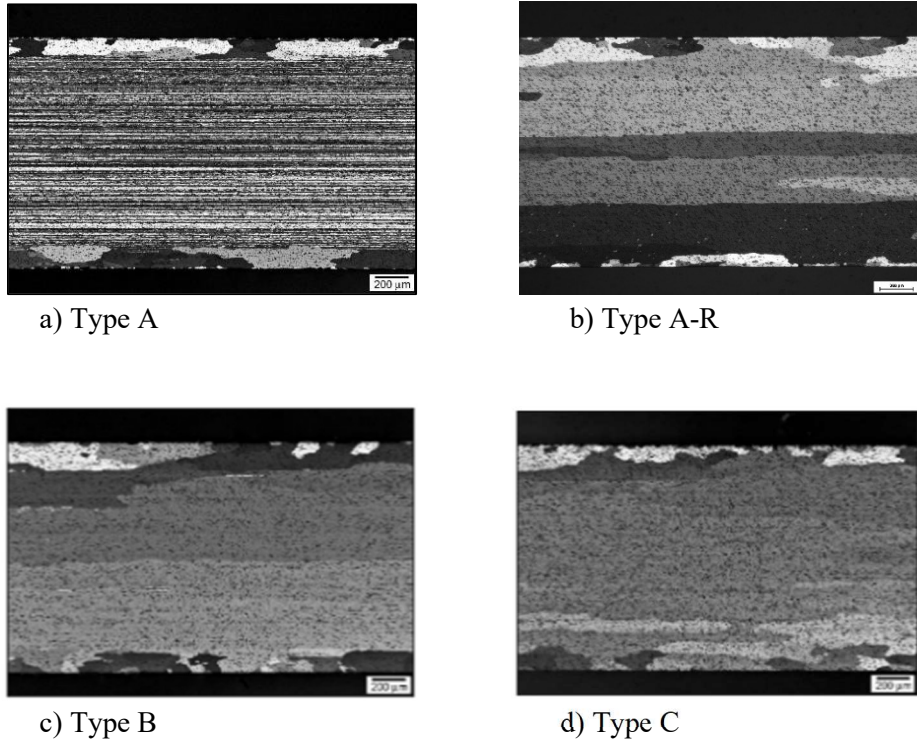


Fig. 1 SEM images of microstructure [1].

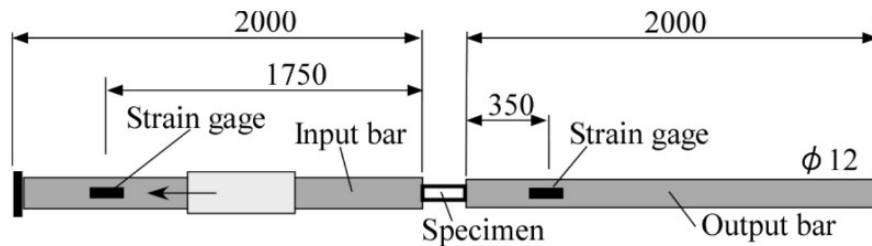


Fig. 2 Experimental setup of Hopkinson bar method [2].

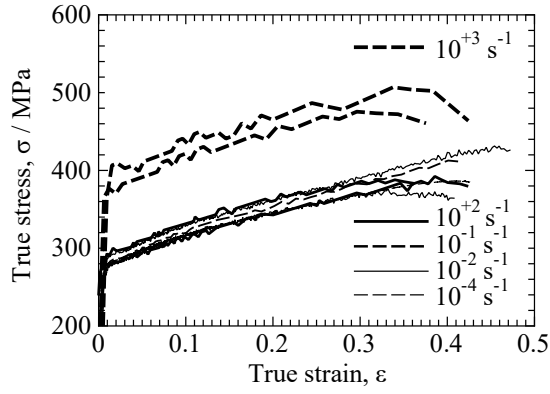
引張試験時に荷重を測定し，試験前の幅，厚さを用いた断面積で割ることで公称応力 s_n を算出した。試験片の表面に，白黒スプレーでランダムパターンと呼ばれる模様を塗布して，試験中に引張部の画像をデジタルカメラで撮影し，その画像をデジタル画像相関法(DIC 法)により解析することで，公称ひずみ e_n を算出した。DIC 法によるひずみ計測では，ゲージ長は 1.0 mm とし，試験部中心付近の破断点でのひずみを計測した。

塑性変形中における体積が一定であると仮定し，真ひずみ ϵ_t ，真応力 σ_t を

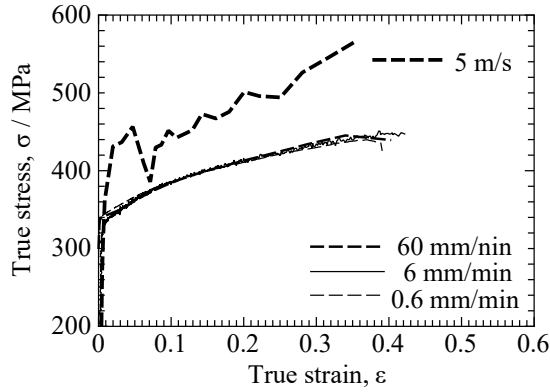
$$\sigma_t = \sigma_n (1 + \epsilon_n) \quad (1)$$

$$\epsilon_t = \ln (1 + \epsilon_n) \quad (2)$$

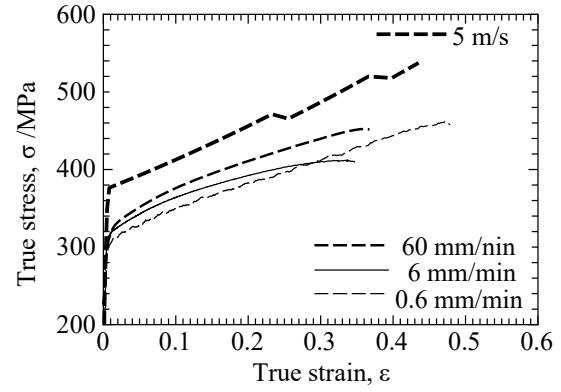
の式から求めた。ホプキンソン棒法においては，試験片の公称応力は，試験片の断面積 A_s ，出力棒の断面積 A ，出力棒のヤング率 E を用いて，出力棒のひずみゲージから ϵ_H から， $(AE\epsilon_H/A_s)$ を計算して求めた[3]。



(a) Type A-R [4]



(b) Type B



(c) Type C

Fig. 3 Stress-strain curves.

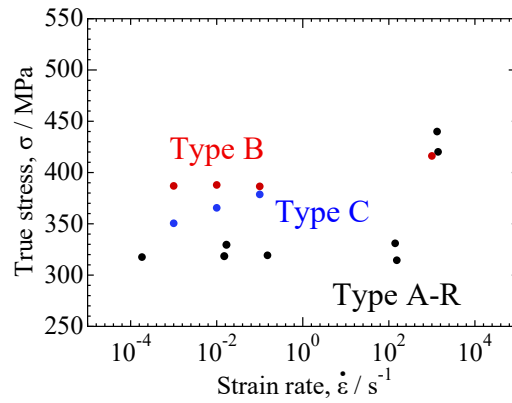


Fig. 4 Effects of strain rate on flow stress at plastic strain of 0.1.

4. 結果

Fig. 3 に A-R 材, B 材, C 材の真応力-真ひずみ曲線を示す。どの場合においても, 低ひずみ速度では曲線は似た結果を示しており, 特に, B 材ではほとんど重なった結果である。5 m/s (もしくは, 10^3 s^{-1}) の高ひずみ速度では, 低ひずみ速度に対して, 流動応力が明確に増加していることがわかる。どの場合も, 応力の増加割合 (加工硬化) は同じで, ほぼ一定の割合で, 増加した。

Fig. 4 に、Fig. 3 の塑性ひずみ 0.1 における流動応力とひずみ速度の関係を示す。Fig.3 で説明したように、どの材料においても、ひずみ速度 10^3s^{-1} までは、ひずみ速度が流動応力に与える影響はほとんどみられず、ひずみ速度 10^3s^{-1} を超えたところで、応力が急激に増加しており、似たひずみ速度の影響を示した。しかし、ひずみ速度 10^3s^{-1} から 10^4s^{-1} までの範囲で、A-R 材、B 材の流動応力は、ひずみ速度ともにほとんど変化しないのに対して、C 材は低ひずみ速度での流動応力が小さく、ひずみ速度とともにわずかに流動応力が増加した。

5. 結果

A6082 アルミニウム合金をベース合金とし、Si を規格範囲外まで増加させた材料について、応力-ひずみ曲線を測定し、流動応力に与えるひずみ速度の影響を調べた。

低ひずみ速度では、Si を増やすと（B 材）、流動応力が増加し、さらに Si を増やすと（C 材）、流動応力が低下した。その結果、 10^4s^{-1} までの低ひずみ速度域で、A-R 材、B 材の流動応力に与えるひずみ速度の影響はほとんどなかったが、C 材の流動応力ではわずかに観察された。

A-R 材、B 材、C 材ともに、ひずみ速度 10^3s^{-1} を超えたところで、応力が急激に増加しており、ひずみ速度 10^3s^{-1} を越えたひずみ速度域では、A-R 材、B 材、C 材の流動応力はほぼ同じで、Si の影響はみられなかった。

謝辞 本研究課題は、2023 年度に採択された公益財団法人軽金属奨学会の統合的先端研究の助成により行われました。多大なるご支援に心より感謝を申し上げます。ここに記して謝意を表します。

参考文献

- [1] M. Nishida : *J. Japan Inst. Light Metals*, **76** (2026), 50-54.
- [2] S. Kuno, M. Nishida, I. Kawashima, T. Takayama and Mitsugu Todo : *J. JSEM*, **12** Special Issue (2012), s198-s204
- [3] H. Kobayashi, H. Yamada : *J. Japan Inst. Light Metals*, **76** (2026), 55-62.
- [4] M. Nishida, R. Tsuzuki, X. Guo, M. Mihara-Narita, S. Miyazaki, Y. Bekki, S. Taniguchi and T. Yamamoto : *J. Japan Inst. Light Metals*, **76** (2026), 71-77.

III. 謝辭

本研究課題は、2023 年度に採択された公益財団法人軽金属奨学会（現公益財団法人東洋アルミ軽金属みらい財団）の統合的先端研究として実施されたものです。大変貴重な共同研究の機会を与えて頂き、心より感謝を申し上げます。

また、本研究課題を遂行するにあたり、研究実施者所属のスタッフを始め、大学院生や学部学生の多大なる協力を得ました。加えて、研究実施に当たり、多くの方々の援助やご指導を頂きました。ここに記して感謝の意を表します。

名古屋工業大学	渡辺 義見
東京都立産業技術研究センター	大久保 智
東京都立大学	北 蘭 幸一
防衛大学校	西田 政弘