

スペースデブリ衝突におけるタンクの曲率と 衝突損傷の関係性

足立, 寛弥 / ADACHI, Hiroya

(出版者 / Publisher)

法政大学大学院理工学研究科

(雑誌名 / Journal or Publication Title)

法政大学大学院紀要. 理工学研究科編

(巻 / Volume)

65

(開始ページ / Start Page)

1

(終了ページ / End Page)

7

(発行年 / Year)

2024-03-24

(URL)

<https://doi.org/10.15002/00030625>

スペースデブリ衝突におけるタンクの曲率と 衝突損傷の関係性

RELATIONSHIP BETWEEN TANK CURVATURE AND DAMAGE IN DEBRIS IMPACTS

足立寛弥

Hiroya ADACHI

指導教員 東出真澄

法政大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士課程

Space debris in Earth orbit have been increasing year by year [1]. This problem cannot be ignored since debris impacts cause satellites damage. One of serious scenarios is explosion of a pressure vessel due to debris impacts[2]. To prevent further debris generation, the authors focused on catastrophic break-up of propellant tanks in satellites caused by debris impacts. There are two considerable mechanisms leading to break-up of the tank. One is caused by perforation of tank's wall. After a perforation due to a debris impact, pressure inside the tank is released, and then cracks around the perforated hole grow into the surface, finally break-up may occur. However, the ballistic limit equations for curved plates have not been sufficiently investigated. The other is caused by fragments after perforation. After a perforation due to a debris impact, the fragment cloud is generated. The fragment cloud cause multiple cracks in the inner wall of the tank, and then break-up may occur by the cracks. In addition, since it is a hypervelocity impact phenomenon, the thermal energy of the fragments may contribute the explosion of the propellant. Therefore, it is also necessary to consider the energy of the fragments generated after perforation.

The purpose of the study is to clarify the applicability of the ballistic limit equation of a flat plate to a curved plate and to obtain the energy distribution of the fragments after perforation of both plates. Hypervelocity impact tests were conducted on curved titanium alloy plates cut from a propellant tank and flat plates made of the same material. And it was also conducted on aluminum alloy plates. The projectiles were aluminum balls in diameters of 0.5 and 1.0 mm, and the impact velocities were 3-7 km/s. As a result, it was found that the ballistic limit equation for the flat plate [3] can be applied to a curved alloy plate with a radius of curvature of about 25 mm for prediction of ballistic limit. After the tests, craters on the witness plate behind the plate were measured. In the case of the curved plate, the craters which have a diameter of >0.2 mm and a depth of >65.4 μm . were observed only inside of 60 mm from the center.

Key Words : Space Debris, Hypervelocity Impact Test, Curved Panel, Fragments

1. 目的および背景

近年、地球周回軌道上のスペースデブリが増加傾向にあり、宇宙活動に支障をきたす事が憂慮されており、今後も自己増殖的に増加していく事が予測されている[1]。スペースデブリには、直径1 cm以下の物体であっても、衝突した際には衛星の任務遂行能力を低下させる危険性がある。しかし、現状では地球低軌道(LEO)に存在する直径10 cm以下の物体に関しては地上からの観測が困難である。そうした背景から様々なスペースデブリ対策が積極的に進められており、追跡、モデル、防御、除去や非デブリ化等、多岐の分野にわたる。

宇宙機の非デブリ化対策の一つとして、デブリ衝突による圧力容器の大規模な破砕の防止があり、本研究では人工衛星に搭載される推進薬タンクの破砕に着目した。タンクの破砕は、タンク外壁をデブリが貫通した際に、内圧が抜ける過程と板面内方向に生じる亀裂進展の関係により発生する可能性がある。また、貫通後の破片の影響も考慮する必要がある。従って、本研究の目的は、推進薬タンクの材料であるチタン合金および防護バンパーに使用される事の多いアルミニウムに超高速衝突試験を実施し、曲率の有無が貫通限界に与える影響について調べる事である。まず、既存の貫通限界式の妥当性を評価す

る為、チタン合金およびアルミニウムの平板及び曲板を用いて、超高速衝突試験を実施し、貫通限界評価を行う。また、貫通後の破片の影響についてもターゲット後方に設置した検証板の衝突痕分布より評価を行う。

2. 超高速衝突試験

(1) ターゲット

本研究で使用した試験片はJAXAより提供された、推進薬タンクから切り出したチタン合金曲板と同材質のチタン平板、アルミパイプより切り出したアルミ曲板と同材質のアルミ平板である。また、Table 1に各材料の詳細を示す。

Table 1 Test Specimens

材質	種類	板厚 [mm]	曲率半径 [mm]
Ti-6AL-4V	曲板	1.2	約 200
Ti-6AL-4V	平板	1	-
Ti-6AL-4V	平板	1.2	-
A6063T5	曲板	3	50
A6063T6	曲板	1	20
A6063(FBH)	平板	3	-
A6061T651	平板	1	-

(2) 試験条件

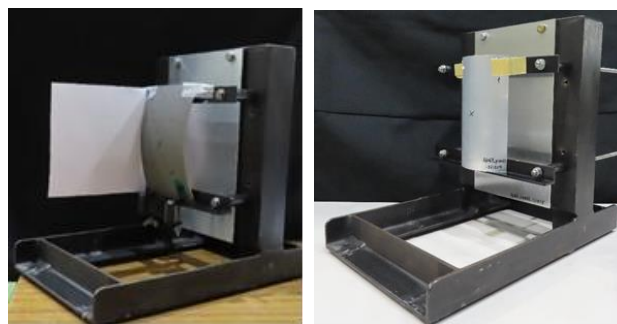
使用した実験装置は JAXA 所有の二段式軽ガス銃で、飛翔体に直径 0.5 mm と 1 mm のアルミニウム球を用い、衝突速度は 3-7 km/s の間で変化させ、貫通限界式(1)に基づいて、貫通、貫通限界付近、非貫通の条件となるように試験を行った。ターゲットを治具に固定した様子を Fig. 1 に示す。図中に見えるターゲット後方に設置した検証板の材質はアルミニウム合金(A2024-T351)で、板厚は 5 mm である。ターゲットより検証板までのスタンドオフは飛翔体の衝突箇所から検証板までの距離とし、チタンでは曲板と平板の両方でおおよそ等距離(約 70mm)になるように設置した。本研究では、内圧を負荷した試験も実施した。その際、ターゲットと検証板の間を密閉するために、スタンドオフは 40 cm とした。その様子を Fig. 2 に示す。

(3) 試験結果

試験結果は非貫通(×)、貫通限界(△)、貫通(○)の3段階で評価し、貫通深さが板厚の半分(0.5t)以上の時に貫通限界と定義する。

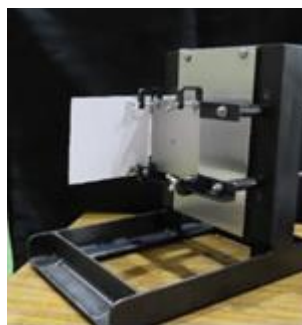
a) チタン合金

チタン合金平板および曲板の試験結果を Tables 2~4 に示す。



(a) Curved Plate(Titanium)

(b) Curved Plate(Aluminum)



(c) Flat Plate

Fig. 1 Test Conditions

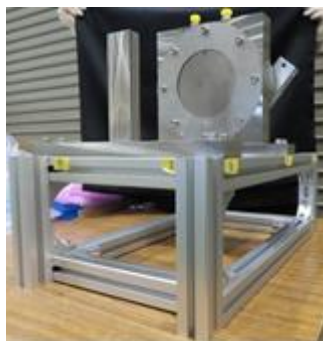


Fig. 2 Test Condition with Inner Pressure

Table 2 Result of Flat Titanium Alloy Plates (t=1 mm)

Target ID	衝突条件		試験結果
	速度 V_n [km/s]	飛翔体直径 d [mm]	
Ti-plate01	6.09	1	○
Ti-plate02	6.13	0.5	△
Ti-plate03	3.30	0.5	×

Table 3 Result of Flat Titanium Alloy Plates (t=1.2 mm)

Target ID	衝突条件		試験結果
	速度 V_n [km/s]	飛翔体直径 d [mm]	
Ti-disc01	3.14	0.5	×
Ti-disc02	6.11	0.5	△
Ti-disc03	6.27	1	○
Ti-disc04	7.09	1	○

Table 4 Result of Curved Titanium Alloy Plates

Target ID	(t=1.2 mm)		試験結果
	衝突条件		
	速度 V_n [km/s]	飛翔体直径 d [mm]	
Tank01	7.13	1	○
Tank03	6.18	0.5	△
Tank04	3.15	0.5	×
Tank05	6.05	1	○
Tank06	6.98	1	○

b) アルミニウム

アルミニウム平板および曲板の試験結果を Tables 5~8 に示す。

Table 5 Result of Flat Aluminum Alloy Plates (t=3 mm)

Target ID	衝突条件		試験結果
	速度 V_n [km/s]	飛翔体直径 d [mm]	
	A6063-plate01	4.2	

Table 6 Result of Flat Aluminum Alloy Plates (t=1 mm)

Target ID	衝突条件		試験結果
	速度 V_n [km/s]	飛翔体直径 d [mm]	
	A6061-plate01	2.12	
A6061-plate02	2.27	1	○
A6061-plate03	1.53	0.5	×
A6061-plate04	3.12	0.5	△
A6061-plate05	3.14	1	○

Table 7 Result of Curved Aluminum Alloy Plates

Target ID	(t=3 mm)		試験結果
	衝突条件		
	速度 V_n [km/s]	飛翔体直径 d [mm]	
A6063-pipe01	6.5	1	○
A6063-pipe02	4.19	1	△
A6063-pipe03	4.18	0.5	×

Table 8 Result of Curved Aluminum Alloy Plates

Target ID	(t=1 mm)		試験結果
	衝突条件		
	速度 V_n [km/s]	飛翔体直径 d [mm]	
A6063-pipe04	2.11	0.5	×
A6063-pipe05	2.24	1	○
A6063-pipe06	1.58	0.5	×
A6063-pipe07	3.23	1	○
A6063-pipe08	3.29	0.5	△

3. 貫通限界式の適用性

(1) 平板の貫通限界式

貫通限界式(BLE)とは、デブリ衝突速度とデブリ貫通限界直径の関係を示したもので、デブリ衝突に対する防護評価として一般的に使用されているものである。本研究では、以下の単層構造に対するNASAの貫通限界式[3]を使用した。

$$t = 2.2 \times 5.24 \times d^{18} \times H^{-0.25} \times \left(\frac{\rho_p}{\rho_t}\right)^{0.5} \times \left(\frac{V_n}{c}\right)^{\frac{2}{3}} \quad (1)$$

ここで、 t_c は貫通限界厚さ[cm]、 d_c は飛翔体の直径[cm]、 H はターゲットのブリネル硬さ[-]、 ρ_p は飛翔体密度[g/cm³]、 ρ_t はターゲット密度[g/cm³]、 V_n は衝突速度[km/s]、 C はターゲット音速[km/s]である。各値を Table 9 に示す。

Table 9 Parameters of Ballistic Limit Equation

	H [-]	ρ_t [g/cm ³]	ρ_p [g/cm ³]	C [km/s]
チタン合金	309[4]	2.71[3]	4.42[4]	5.05[3]
アルミニウム	73[3]	2.71[3]	73[3]	5.02[3]

(2) 試験結果との比較

貫通限界式(1)より縦軸が飛翔体直径 d [mm]で横軸が衝突速度 V_n [km/s]の貫通限界曲線を作成し、衝突試験結果と比較した。

a) チタン合金

$t=1$ mm と $t=1.2$ mm の比較結果を Figs. 3,4 に示す。Figs. 3,4 より、平板の貫通限界式で平板だけでなく曲板も概ね貫通限界は予測可能だった。貫通限界付近の条件の衝突裏面を Fig. 5 に示す。Fig. 5 より全ての条件で裏面より隆起が生じているのが分かる。どの条件も貫通深さは $0.5t$ 以上で、貫通限界だった。また、 $t=1.2$ mm では、曲板と平板でほぼ同条件だが、裏面に違いが見られる。平板は隆起のみである一方で、曲板では隆起に加えて剥離が生

じている。これは、曲率の影響によって圧力伝播に違いが生じている事が考えられる。先行研究[5]において、貫通条件における数値解析で平板と曲板で圧力伝播のわずかな違いが観察された。

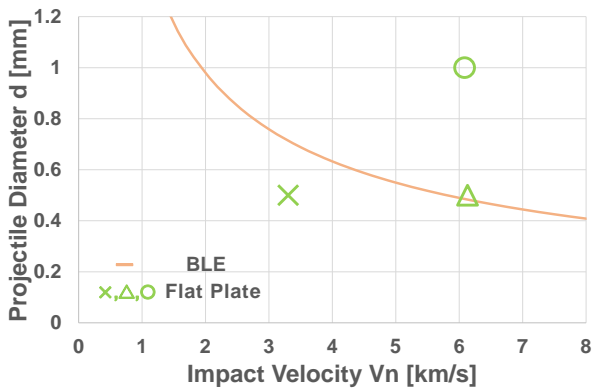


Fig. 3 BLE with Titanium Alloy Flat Plate Tests (t = 1 mm).

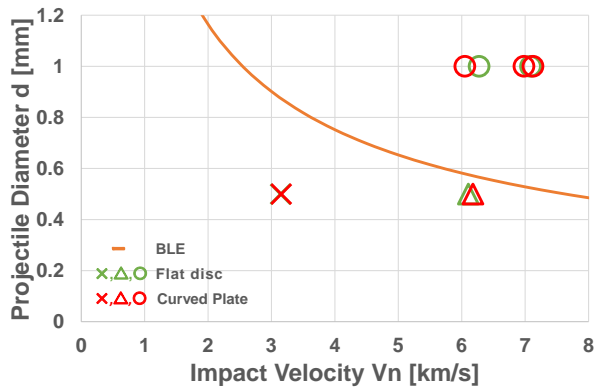
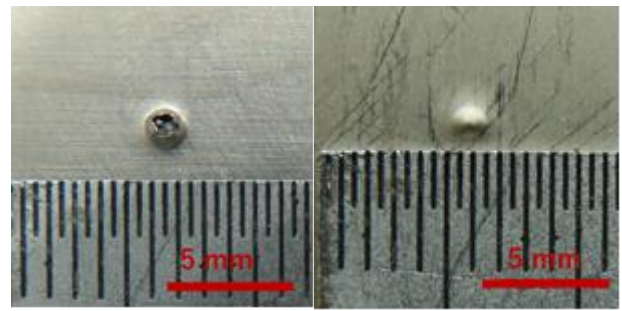


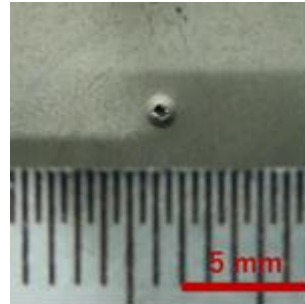
Fig. 4 BLE with Titanium Alloy Curved and Flat Plate Tests (t = 1.2 mm)

b) アルミニウム

t=1 mm と t=3 mm の比較結果を Figs. 6,7 に示す。Figs. 6,7 より、チタン合金と同様に平板の貫通限界式で平板だけでなく曲板も概ね貫通限界は予測可能だった。貫通限界付近の条件は、どの条件も貫通深さは 0.5t 以上で、貫通限界で、平板と曲板で有意な違いは見られなかった。



(a) Flat Plate(t=1 mm) (b) Flat Plate(t=1.2 mm)



(c) Curved Plate(t=1.2 mm)

Fig. 5 Back Surface of Titanium Alloy Plate Tests

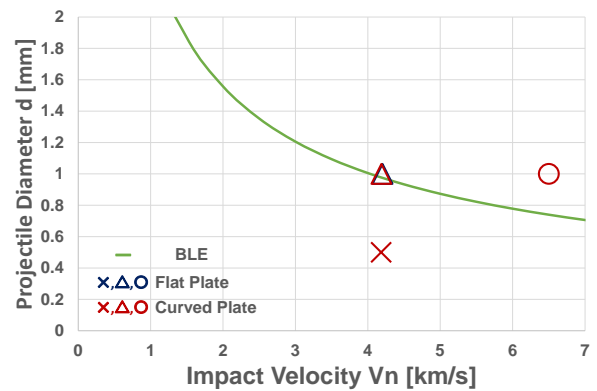


Fig. 6 BLE with Aluminum Alloy Curved and Flat Plate Tests (t = 3 mm)

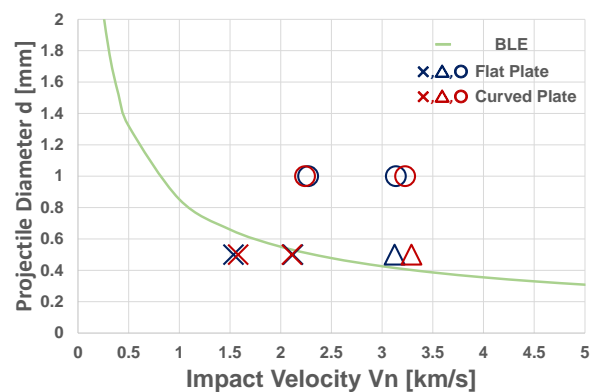


Fig. 7 BLE with Aluminum Alloy Curved and Flat Plate Tests (t = 1 mm)

4. 衝突痕形状

平板と曲板でターゲットに生じた衝突痕の大きさより

詳しく比較した。

(1) 測定方法

光学顕微鏡を用いて衝突痕パラメータを測定した。本研究では、貫通の場合には、貫通穴の衝突面側面積を測定し、同面積を有する円の直径を算出し、その直径を貫通穴の直径とする。また、その他の場合には、衝突痕の深さと体積を測定し、同体積を有する半楕円体の直径を算出し、その直径を衝突痕の直径とする。衝突痕の深さは表面より衝突痕の最深位置までの距離とする。

(2) 測定結果

a) チタン合金

チタン合金板に生じた衝突痕直径および深さを Table 10 に示す。Table 10 より衝突痕パラメータを平板と曲板で比較した所、大きな違いは見られなかった。しかし、Tank01 と Ti-disc04 では、衝突速度が Tank01 の方が Ti-disc04 に比べて大きいにも関わらず、衝突痕直径が 0.3 mm 小さくなっている。試験条件 Tank01 の衝突試験では、ターゲットに飛翔体が到達前に破損が起きたために、飛翔体の威力が分散され、貫通穴の直径が Ti-disc04 に比べて小さくなった事が考えられる[6]。再現試験(Tank06)を実施した結果、差は小さくなり、やはり Tank01 では上手く試験を実施できていなかった可能性がある。

Table 10 Result of Craters on Titanium Alloy Plates (t=1.2 mm)

Target ID	直径 D[mm]	深さ h[mm]	試験結果
Ti-disc01	0.87	0.25	×
Ti-disc02	1.22	0.59	△
Ti-disc03	2.85	-	○
Ti-disc04	2.91	-	○(7km/s)
Tank01	2.66	-	○(7km/s)
Tank03	1.32	0.59	△
Tank04	0.85	0.26	×
Tank05	2.78	-	○
Tank06	2.76	-	○(7km/s)

b) アルミニウム

アルミニウム板に生じた衝突痕直径および深さを Tables 11,12 に示す。Tables 11,12 より衝突痕パラメータを平板と曲板で比較した所、有意な違いは見られなかった。

Table 11 Result of Craters on Aluminum Alloy Plates (t=3 mm)

Target ID	直径 D[mm]	深さ h[mm]	試験結果
A6063-plate01	3.22	1.98	△
A6063-pipe01	4.31	-	○
A6063-pipe02	3.22	1.89	△
A6063-pipe03	1.5	0.81	×

Table 12 Result of Craters on Aluminum Alloy Plates (t=1 mm)

Target ID	直径 D[mm]	深さ h[mm]	試験結果
A6061-plate01	0.96	0.36	×
A6061-plate02	2.02	-	○
A6061-plate03	0.71	0.22	×
A6061-plate04	1.14	0.87	△
A6061-plate05	2.48	-	○(3km/s)
A6063-pipe04	0.95	0.43	×
A6063-pipe05	2.18	-	○
A6063-pipe06	0.80	0.22	×
A6063-pipe07	2.59	-	○(3km/s)
A6063-pipe08	1.25	0.80	△

5. 衝突後のエネルギー分布

(1) 測定方法

ターゲット貫通後の破片の影響を調べるため、チタン合金板の後方に設置した検証板の衝突痕を調べた。本研究では、エネルギーが衝突痕体積と比例すると考え、直径 0.2 mm 以上、深さ 65.4μm 以上の体積 V を調べた。また、最大の衝突痕の位置を衝突中心とし、中心から各衝突痕までの距離を R とした。クレーターは、光学顕微鏡の焦点位置を変えることによって、底面から板表面までスライスされました。クレーターの体積は、スライスされたクレーター領域を積分することによって得られた。

(2) 測定結果

衝突速度 6, 7 km/s のクレーター体積分布を Figs. 8, 9 に示す。縦軸が衝突痕体積 V で、横軸が距離 R である。曲板と平板でクレーター体積分布に大きな違いは見られなかったが、両条件で平板に比べて曲板の方が生成された貫通後の破片が少なく、R>60 mm では測定可能なクレーターが観察されなかった。これは、ターゲットの曲率により、破片の射出角度が小さくなったと考える。先行研究において数値解析では曲板と平板で破片の広がり方に違いがある事が観察された[5]。

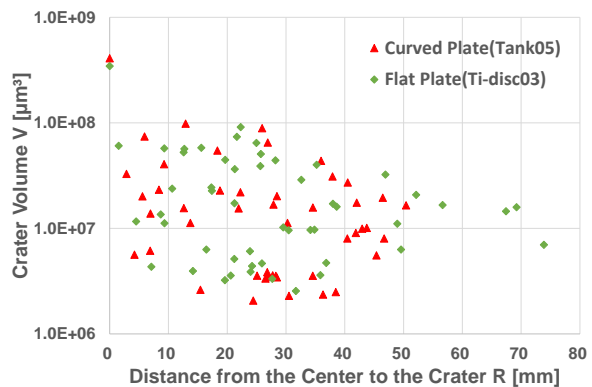


Fig. 8. Crater Volume Distribution at 6 km/s

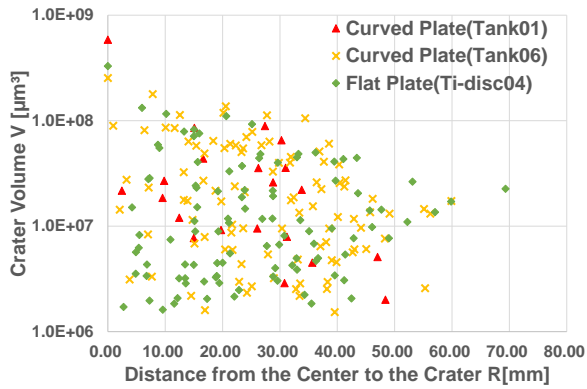


Fig. 9. Crater Volume Distribution at 7 km/s

6. 内圧の影響

タンクの内圧が貫通限界に与える影響を調べるために、チタン平板2枚をOリングで挟み、周囲を真空引きする事で0.1~1MPaの内圧を模擬する試験を実施した。

内圧の影響を平板 (t=1.2 mm) に生じた衝突痕の大きさから比較した。試験結果を Fig. 10, Tables 13, 14 に示す。衝突条件の近い結果を比較した結果、衝突痕の直径、深さ、形状で大きな違いは見られなかった。しかし、試験条件 Ti-disc10 は、衝突条件の近い Ti-disc02, Ti-disc07, Ti-disc12 と違いが見られた。その他の貫通限界条件とほぼ同条件にもかかわらず、非貫通だった。Ti-disc02 及び Ti-disc10 の衝突痕を Fig. 11 に示す。Fig. 11 より衝突痕が縦長になっている事が見られる。これは、飛翔体がターゲットに衝突する際に斜め衝突した事によって、法線方向速度が減少し、貫通限界に至らなかったと考えられる。その為、内圧の影響ではないと考える。

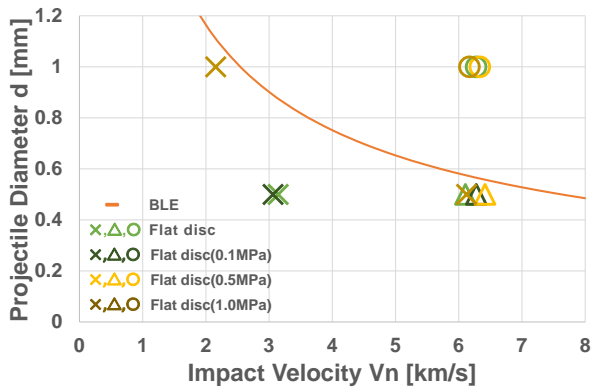


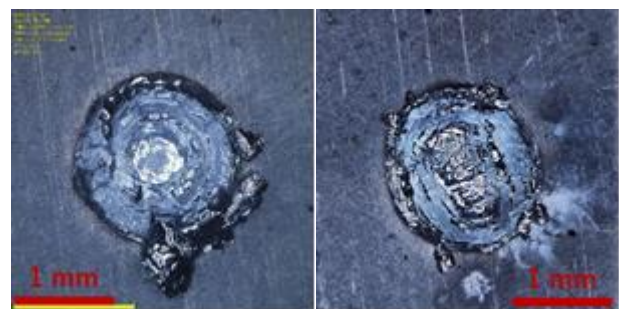
Fig. 10 BLE with Titanium Alloy Flat Plate Tests (t=1.2 mm) with Inner Pressure

Table 13 Result of Flat Titanium Alloy Plates (t=1.2 mm) with Inner Pressure

Target ID	衝突条件			試験結果
	速度 V_n [km/s]	飛翔体直径 d [mm]	内圧 [MPa]	
Ti-disc01	3.14	0.5	0	×
Ti-disc02	6.11	0.5	0	△
Ti-disc03	6.27	1	0	○
Ti-disc05	3.06	0.5	0.1	×
Ti-disc07	6.28	0.5	0.1	△
Ti-disc08	6.42	0.5	0.5	△
Ti-disc09	6.33	1	0.5	○
Ti-disc10	6.12	0.5	1.0	×
Ti-disc11	2.16	1	1.0	×
Ti-disc12	6.17	1	1.0	○

Table 14 Result of Craters on Flat Titanium Alloy Plates (t=1.2 mm) with Inner Pressure

Target ID	内圧[MPa]	直径D[mm]	深さh[mm]
Ti-disc01	0	0.87	0.25
Ti-disc02	0	1.22	0.59
Ti-disc03	0	2.85	-
Ti-disc05	0.1	0.85	0.26
Ti-disc07	0.1	1.16	0.62
Ti-disc08	0.5	1.26	0.73
Ti-disc09	0.5	2.7	-
Ti-disc10	1.0	1.21	0.44
Ti-disc11	1.0	1.5	0.39
Ti-disc12	1.0	2.82	-



(a) Ti-disc02

(b) Ti-disc10

Fig. 11 Front Surface of Titanium Alloy Flat Plate

7. 結言

曲板の貫通限界を明らかにするためにチタン合金材及びアルミニウム材へ衝突試験を実施した。また、貫通後の破片が有するエネルギー分布を得るため、検証板に生じた衝突痕分布を測定した。その結果、以下のことがわかった。

- 1) チタン合金では、曲率半径約 200mm の曲板に対しても、平板の貫通限界式が適用可能だった
- 2) アルミニウムでは、曲率半径 20mm の曲板に対しても平板の貫通限界式が適用可能だった。
チタン合金およびアルミニウムで平板・曲板でターゲットに生じる貫通穴・衝突痕に有意な違いはなく、曲率の影響があるとは言えなかった。
- 3) 貫通後に生成される破片の分布に大きな違いはないが、曲板では、衝突中心より 60 mm 以上離れた位置で、直径 0.2mm 以上の衝突痕が見られず、曲率の影響の可能性が考えられる。
- 4) タンクの内圧が貫通限界に与える影響を調べるため、0.1-1MPa の内圧を模擬した衝突試験を実施した。0.1-1MPa の内圧では、非貫通/貫通限界/貫通で違いは観察されなかった。

今後の課題として、宇宙機に搭載される推薬タンクの実際の加圧圧力 1MPa 以上についても調べていく必要があると考える。

謝辞：本研究は、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所超高速衝突実験共同利用施設を用いて実施されました。

参考文献

- 1) NASA, Orbital Debris Quarterly News, Volume 26, Issue 1, March 2023
- 2) Schonberg, W. and Ratliff, J. M.: Hypervelocity impact of a pressurized vessel: Comparison of ballistic limit equation predictions with test data and rupture limit equation development, Acta Astronautica, 115 (2015), pp. 400-406.
- 3) E. Christiansen, NASA TP-2003-210788, 2003
- 4) 足立寛弥, 他, 令和3年度宇宙科学に関する室内実験シンポジウム, 2021
- 5) Suzuki, S., Higashide, M., Adachi, H., Nagata, T. Ikeda, H., and Nitta, K.: Numerical Simulation of Hypervelocity Impact on Titanium Alloy Flat and Curved Plates, Proceedings of 2023 Symposium on Laboratory Experiment for Space Science, Online, 2023 (in Japanese).
- 6) 足立寛弥, 東出真澄, 鈴木清花, 池田博英, 長田泰一, 仁田工美, 第 66 回宇宙科学技術連合講演会, 2022