

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA  
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE  
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

ERIKSON ATHOS PORTUGAL PRESSI

AVALIAÇÃO DE MATERIAIS DE VEÍCULOS ESPACIAIS PARA PROTEÇÃO  
CONTRA IMPACTOS HIPERVELOZES DE MICROMETEOROIDES E DETRITOS  
ORBITAIS: UMA REVISÃO DA LITERATURA

Joinville

2025

ERIKSON ATHOS PORTUGAL PRESSI

AVALIAÇÃO DE MATERIAIS DE VEÍCULOS ESPACIAIS PARA PROTEÇÃO  
CONTRA IMPACTOS HIPERVELOZES DE MICROMETEOROIDES E DETRITOS  
ORBITAIS: UMA REVISÃO DA LITERATURA

Trabalho apresentado como requisito parcial para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, no Curso de Engenharia Aeroespacial, do Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Dr. Marcos Alves Rabelo

Joinville

2025

ERIKSON ATHOS PORTUGAL PRESSI

AVALIAÇÃO DE MATERIAIS DE VEÍCULOS ESPACIAIS PARA PROTEÇÃO  
CONTRA IMPACTOS HIPERVELOZES DE MICROMETEOROIDES E DETRITOS  
ORBITAIS: UMA REVISÃO DA LITERATURA

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, no Curso de Engenharia Aeroespacial, do Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Joinville (SC), 14 de Novembro de 2025.

**Banca Examinadora:**

---

Orientador: Prof. Dr. Marcos Alves Rabelo  
Universidade Federal de Santa Catarina

---

Prof. Dra. Viviane Lilian Soethe  
Universidade Federal de Santa Catarina

---

Prof. Dr. Carlos Maurício Sacchelli  
Universidade Federal de Santa Catarina

Dedico este trabalho aos cientistas brasileiros

## RESUMO

Os detritos orbitais que, desde o início da exploração espacial, acumulam-se em órbita em função de satélites desativados, fragmentos de colisões e componentes de foguetes representam um risco significativo para a segurança de missões e da infraestrutura orbital, especialmente em órbitas LEO e GEO, onde operam satélites essenciais para telecomunicações e monitoramento ambiental. Além disso, detritos naturais como meteoroides, também ameaçam a integridade das espaçonaves devido à alta energia cinética em potenciais colisões. A proteção contra impactos de detritos espaciais é, assim, fundamental, especialmente com o risco do *efeito Kessler*, no qual colisões podem desencadear uma reação em cadeia que aumenta a quantidade de fragmentos em órbita. Em resposta, sistemas como o escudo Whipple e o desenvolvimento de novos materiais de alta resistência buscam absorver e dissipar a energia dos impactos para garantir a segurança e a longevidade das missões, minimizando os danos estruturais e prevenindo acidentes que poderiam comprometer futuras operações espaciais. Considerando esse cenário, apresenta-se neste trabalho uma avaliação dos materiais utilizados em sistemas de proteção contra impactos de detritos espaciais, com foco em materiais que oferecem alta resistência, eficiência na dissipação de energia e viabilidade econômica. A pesquisa baseou-se em uma revisão bibliográfica crítica de estudos recentes e análises comparativas sobre o desempenho de diferentes materiais aplicados em escudos espaciais. Para tanto, foi utilizada uma abordagem metodológica baseada na revisão bibliográfica de artigos científicos e estudos de caso, além de uma análise comparativa dos principais materiais empregados em escudos espaciais, como o escudo Whipple. Os resultados mostraram que os escudos multicamadas compostos, que combinam cerâmicas, metais e fibras de alta resistência, apresentaram o melhor desempenho na mitigação de impactos de hipervelocidade, evidenciando a importância da integração de materiais com propriedades complementares.

**Palavras-chave:** detritos orbitais; escudo whipple; impacto de hipervelocidade.

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

EOS	Equations Of State
ESA	European Space Agency
EUA	Estados Unidos da América
EVA	Extra Vehicular Activities
FEA	Finite Element Analysis
GEO	Geostationary Earth Orbit
HST	Hubble Space Telescope
ISS	International Space Station
LEO	Low Earth Orbit
LGG	Light Gas Guns
MB	Multi Bumper
MMOD	Micrometeoroid and Orbital Debris
NASA	National Aeronautics And Space Administration
PPI	Pores Per Linear Inch
SPH	Smoothed Particle Hydrodynamics
SSF	Systematic-Search Flow
SSN	Space Surveillance Network
SW	Stuffed Whipple
UHMWPE	Ultra-High Molecular Weight Polyethylene

## SUMÁRIO

<b>1 INTRODUÇÃO</b> .....	<b>8</b>
1.1 OBJETIVOS .....	11
<b>1.1.1 Objetivo Geral</b> .....	<b>11</b>
<b>1.1.2 Objetivos Específicos</b> .....	<b>11</b>
<b>2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b> .....	<b>12</b>
2.1 CLASSIFICAÇÃO E CARACTERÍSTICAS DE MMOD .....	12
2.2 EFEITOS DOS IMPACTOS DE MMOD EM VEÍCULOS ESPACIAIS .....	19
2.3 ESCUDOS WHIPPLE COMO TECNOLOGIA DE PROTEÇÃO PASSIVA.....	22
2.4 REVISÃO DE MATERIAIS UTILIZADOS EM ESCUDOS WHIPPLE .....	29
<b>2.4.1 Materiais metálicos</b> .....	<b>30</b>
<b>2.4.2 Compósitos</b> .....	<b>31</b>
<u>2.4.2.1 Painel sanduíche de colmeia.....</u>	<u>32</u>
<u>2.4.2.2 Painel sanduíche de espuma .....</u>	<u>34</u>
<u>2.4.2.3 Tecido de fibra.....</u>	<u>36</u>
<b>2.4.3 Materiais de alta dureza</b> .....	<b>37</b>
2.5 COMPARAÇÃO DOS MATERIAIS DE PROTEÇÃO .....	39
2.6 PADRÕES EXPERIMENTAIS E ENSAIOS DE HIPERVELOCIDADE.....	43
<b>2.6.1 Tecnologias de lançamento de hipervelocidade</b> .....	<b>43</b>
<u>2.6.1.1 Pistola de gás leve de dois estágios (2SLGG) .....</u>	<u>43</u>
<u>2.6.1.2 Pistola de gás leve de três estágios (3SLGG).....</u>	<u>44</u>
<b>2.6.2 Técnicas de medição e análise dos fenômenos de impacto</b> .....	<b>45</b>
2.7 MODELOS CONSTITUTIVOS E SIMULAÇÃO NUMÉRICA .....	45
<b>2.7.1 Modelos de resistência e falha (Johnson-Cook e Johnson-Holmquist)....</b>	<b>46</b>
<b>2.7.2 Equações de estado (EOS).....</b>	<b>47</b>
<b>3 METODOLOGIA</b> .....	<b>48</b>
3.1 LEVANTAMENTO BIBLIOGRÁFICO E ANÁLISE CRÍTICA DOS MATERIAIS...48	
3.2 AVALIAÇÃO COMPARATIVA DE DESEMPENHO DOS MATERIAIS EM ESCUDOS WHIPPLE .....	49
<b>4 RESULTADOS E DISCUSSÃO</b> .....	<b>53</b>
4.1 ANÁLISE COMPARATIVA DAS PROPRIEDADES FÍSICAS.....	53
<b>4.1.1 Densidade e eficiência de peso</b> .....	<b>53</b>

<b>4.1.2 Dureza e capacidade de estilhaçamento</b> .....	<b>56</b>
<b>4.1.3 Resistência à tração e absorção de energia</b> .....	<b>60</b>
<b>4.2 AVALIAÇÃO DOS MECANISMOS DE FALHA</b> .....	<b>63</b>
<b>4.3 SÍNTESE: A CONFIGURAÇÃO HÍBRIDA OTIMIZADA</b> .....	<b>63</b>
<b>5 CONCLUSÃO</b> .....	<b>65</b>
<b>REFERÊNCIAS</b> .....	<b>67</b>

## 1 INTRODUÇÃO

Desde o lançamento do Sputnik 1, o primeiro satélite artificial colocado em órbita pela União Soviética em 1957, o espaço ao redor da Terra tem sido ocupado por uma quantidade crescente de objetos produzidos pelo homem. Esse marco inicial da exploração espacial abriu caminho para o desenvolvimento de inúmeras tecnologias e missões, mas também resultou no acúmulo de lixo espacial.

Atualmente, milhares de satélites ativos e inativos, além de componentes resultantes de lançamentos e fragmentos de colisões, orbitam nosso planeta. Esse aumento significativo de objetos na órbita terrestre, ao longo das décadas, tornou a questão dos detritos espaciais um dos principais desafios para a segurança de missões espaciais e da própria infraestrutura em órbita (Smirnov *et al.*, 2015).

De acordo com a National Aeronautics and Space Administration (NASA, 2012), a preocupação com espaçonaves em operação no ambiente espacial aumentou tanto em Low Earth Orbit (LEO) quanto em Geostationary Earth Orbit (GEO), a medida em que mais nações desenvolvem tecnologias para lançar satélites na órbita da Terra. Esse aumento significativo de objetos na órbita terrestre, ao longo das décadas, tornou a questão dos detritos espaciais um dos principais desafios para a segurança de missões espaciais e da própria infraestrutura em órbita.

Entre esses detritos espaciais, estão fragmentos de satélites desativados, que podem ter sido danificados por explosões ou colisões, criando uma nuvem de pequenas partículas que representam riscos em alta velocidade. Também há componentes de foguetes, como estágios e tanques, que permanecem em órbita após os lançamentos, além de objetos menores, como ferramentas e peças que foram acidentalmente deixadas por astronautas durante missões (Khomich; Shakhmatov; Sviridov, 2025). Cada um desses itens contribui para o aumento do risco de impactos, exigindo soluções adequadas para preservar a integridade das espaçonaves e satélites ativos.

Além dos detritos artificiais, o ambiente espacial próximo à Terra também contém detritos naturais, como meteoroides e pequenos fragmentos de corpos celestes. Esses objetos, oriundos de asteroides e cometas, ocasionalmente entram nas proximidades da Terra, movimentando-se em velocidades extremamente elevadas e com trajetórias imprevisíveis, embora o Orbital Debris Program Office da

NASA (2012) os considere menos numerosos que os detritos artificiais, os detritos naturais representam uma ameaça semelhante para satélites e espaçonaves, devido à grande energia cinética gerada em potenciais colisões.

A presença de Micrometeoroid and Orbital Debris (MMOD), representam uma séria ameaça para estruturas orbitais, como telescópios, satélites e estações espaciais, já que os impactos hipervelozes, mesmo de pequenos fragmentos, podem causar falhas graves ou até a desintegração, comprometendo a operação desses equipamentos e aumentando o risco de falhas críticas (Khomich *et al.*, 2025). Assim, a proteção das espaçonaves contra colisões se torna essencial para preservar a funcionalidade e a segurança das missões em órbita. Materiais de proteção capazes de absorver e dissipar a energia de impactos são fundamentais para minimizar estes danos e assegurar a continuidade das operações espaciais.

Equipamentos como satélites de comunicação, telescópios e outros dispositivos essenciais para telecomunicações, meteorologia e monitoramento ambiental dependem diretamente de uma proteção eficiente contra os MMOD para manter sua integridade estrutural e continuar operando sem interrupções. Por essa razão, a proteção contra esses impactos específicos se tornou um dos principais objetivos no desenvolvimento de materiais e estruturas de escudo para espaçonaves (Ren *et al.*, 2025).

Para atender a essa necessidade, o aprimoramento contínuo da capacidade de proteção das espaçonaves tem demandado o desenvolvimento de novos materiais de alto desempenho, que oferecem resistência elevada ao impacto e permitem escudos cada vez mais eficazes. De acordo com Ren *et al.* (2025), esses materiais precisam ser capazes de absorver e dissipar a energia dos impactos de alta velocidade, o que não apenas protege a estrutura das espaçonaves, mas também aumenta a segurança e o tempo de vida útil das missões.

Espaçonaves como a International Space Station (ISS), são exemplos da importância dessa proteção, pois operam em um ambiente onde o risco de impactos de MMOD é constante (NASA, 2012), visto que, o voo espacial tripulado evoluiu de maneira significativa com novos projetos, como o plano Artemis dos Estados Unidos, que visa retornar à Lua, e a estação espacial chinesa Tian Gong, que completou sua montagem em órbita e entrou na fase operacional (Ren *et al.*, 2025). Esses avanços aumentam a necessidade de sistemas de proteção mais eficazes, já que as missões tripuladas enfrentam um risco maior devido à presença de astronautas a bordo.

Para proteger essas espaçonaves tripuladas, um dos sistemas mais eficazes aplicados é o escudo Whipple, um tipo de proteção de parede dupla que visa dissipar a energia dos impactos de detritos espaciais a altíssimas velocidades (NASA, 2012). A ISS já utiliza esse tipo de escudo, que foi desenvolvido para absorver a energia dos impactos e reduzir os danos à estrutura da estação e preservar a segurança dos astronautas. A remoção de MMOD de tamanho centimétrico, segundo Fang (2018), não podem ser eficientemente eliminados com os métodos convencionais atualmente disponíveis, como lasers em solo, pois, a interferência da atmosfera terrestre reduz a eficácia da transmissão de energia necessária para destruir ou desviar esses objetos.

Adicionalmente, novas tecnologias, como as baleeiras espaciais desenvolvidas pela Universidade de Surrey, tentam capturar os detritos com redes e arpões, diminuindo a velocidade dos fragmentos para que saiam de órbita e possam ser fisgados (Amos, 2019). No entanto, a viabilidade financeira dessa abordagem é questionável, considerando o alto custo de lançamento e operação dessas missões, além disso, os impactos ambientais dessa tecnologia ainda são motivo de debate, pois o processo de captura e a alteração de trajetórias dos objetos podem gerar novos riscos para outros satélites e espaçonaves em órbita (Amos, 2019). Essas limitações reforçam a importância de investir em métodos de proteção passiva, como os escudos de alta resistência. Para Fang *et al.* (2019), essas proteções representam uma alternativa mais eficaz e com menor impacto financeiro e ambiental.

Um dos maiores riscos associados aos detritos orbitais é o efeito Kessler, um fenômeno no qual uma colisão entre dois fragmentos pode gerar uma reação em cadeia, criando ainda mais detritos e aumentando significativamente o risco de novos impactos (Cour-Palais; Kessler, 1978). Esse ciclo de colisões subsequentes pode tornar a situação no espaço mais difícil de controlar, com a geração de uma grande quantidade de fragmentos pequenos, mas rápidos, que podem danificar ainda mais satélites, espaçonaves e outras estruturas em órbita (Cour-Palais; Kessler, 1978).

Nesse contexto, a proteção eficaz das espaçonaves e satélites desempenha um papel crucial na prevenção de danos e na redução do potencial de novos incidentes (Ren *et al.*, 2025). Ao garantir que essas colisões menores não desencadeiem efeitos em cascata, a proteção espacial não apenas preserva a integridade das missões em curso, mas também ajuda a limitar o crescimento do campo de detritos orbitais, contribuindo para a segurança das futuras operações espaciais (NASA, 2012).

Considerando esse cenário, apresenta-se neste trabalho uma revisão da literatura sobre materiais utilizados em escudos de veículos espaciais, avaliando suas propriedades para mitigar impactos causados por MMOD. Trata-se de uma pesquisa aplicada, direcionada à solução de problemas específicos relacionados à segurança de espaçonaves, com foco na proteção contra impactos em hipervelocidade. Para isso, adota-se uma metodologia de revisão bibliográfica, fundamentada em material já publicado, como artigos científicos, livros e relatórios técnicos, com o objetivo de reunir e analisar criticamente os conhecimentos existentes sobre o tema (Prodranov; Freitas, 2013).

A metodologia é estruturada com base no método Systematic-Search Flow (SSF), que organiza a busca e análise em etapas sistematizadas para garantir maior rigor e evitar vieses (Borges; Medeiros; Farias, 2019). A metodologia contempla o levantamento de estudos relevantes e atuais, com critérios de seleção baseados na resistência, dissipação de energia, custo e viabilidade prática dos materiais. A análise comparativa inclui materiais amplamente empregados, como ligas metálicas e compósitos. Os resultados esperados incluem a síntese de conhecimentos existentes e a identificação de lacunas para o desenvolvimento de soluções mais eficazes, contribuindo para a segurança estrutural e a longevidade de missões espaciais.

## 1.1 OBJETIVOS

### 1.1.1 Objetivo Geral

Avaliar materiais de escudos para proteção de veículos espaciais contra impacto de hipervelocidade de MMOD por meio de uma revisão da literatura, identificando os mais eficientes para minimizar danos estruturais e aumentar a segurança das missões.

### 1.1.2 Objetivos Específicos

- Classificar os principais tipos de detritos espaciais;
- Analisar as consequências dos impactos desses detritos em materiais de escudos;
  - Identificar os materiais atualmente utilizados na proteção de espaçonaves;
  - Apontar as vantagens desses materiais.

## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

A proteção de espaçonaves contra impactos de hipervelocidade causados por MMOD é um tema de grande relevância para a sustentabilidade das missões espaciais, por isso, neste capítulo é apresentado uma revisão da literatura sobre os materiais utilizados em escudos de veículos espaciais, assim como, os conceitos teóricos fundamentais relacionados aos MMOD, detalhando sua classificação, características físicas e os danos causados pelos impactos, as tecnologias de proteção e os materiais utilizados, oferecendo uma base sólida para a análise comparativa realizada.

### 2.1 CLASSIFICAÇÃO E CARACTERÍSTICAS DE MMOD

Quando satélites são lançados, estes são inseridos em uma das várias órbitas específicas ao redor da Terra, onde a gravidade os mantém em seu trajeto necessário. A escolha de uma órbita é influenciada por diversos fatores e é determinada pelos objetivos específicos de cada missão espacial (ESA, 2020).

A LEO é caracterizada pela ESA (2020) por altitudes que variam entre 180 km e 2.000 km, sendo o limite superior uma consequência dos cinturões de Van Allen e o limite inferior, do impacto da atmosfera terrestre. A proximidade desta órbita com a Terra oferece várias vantagens para missões, como a capacidade de obter imagens de alta resolução, além de facilitar o acesso para astronautas (ESA, 2020).

Em uma altitude maior em comparação à LEO, a GEO se encontra a 35.786 km acima do equador (ESA, 2020). Nesta órbita, os satélites se movem na mesma direção e velocidade da rotação da Terra, o que faz com que pareçam fixos no céu. Essa característica, segundo ESA (2020), torna a GEO ideal para satélites de telecomunicações e meteorológicos, que precisam de cobertura contínua sobre uma mesma região.

Os MMOD representam uma ameaça significativa à segurança de espaçonaves, especialmente em ambientes LEO e GEO (Svotina, 2024). Essas partículas podem causar danos severos devido ao impacto de hipervelocidade, comprometendo a integridade estrutural de satélites e a segurança de missões tripuladas.

A NASA (2018) categorizou esses objetos espaciais em:

1. Micrometeoroides - são fragmentos naturais provenientes de asteroides e cometas, geralmente com dimensões menores que 1mm;
2. Detritos orbitais - são resíduos artificiais acumulados ao longo de décadas de exploração espacial, composto por satélites desativados, estágios superiores de foguetes, fragmentos de colisões intencionais ou acidentais entre espaçonaves, bem como materiais descartados durante missões.

A composição de MMOD varia amplamente. Enquanto os micrometeoroides possuem origens naturais, frequentemente compostos por materiais rochosos e metálicos (NASA, 1998), os detritos artificiais incluem uma diversidade de componentes, como metais, cerâmicas, plásticos e compósitos. Sua distribuição não é uniforme, e possui maiores concentrações em órbitas LEO, devido à intensa atividade espacial nessa região, e em GEO, onde satélites geoestacionários permanecem em operação (Khomich, 2025).

Os resíduos relacionados a missões espaciais consistem em objetos descartados intencionalmente durante o lançamento ou operações de satélites. Esses incluem dispositivos de separação, embalagens, tanques de propelente vazios, coberturas de carga útil e objetos descartados ou perdidos durante atividades extraveiculares (EVA) (NASA, 2012).

Ainda que a quantidade desse tipo de detrito seja geralmente limitada por missão, esses objetos possuem coeficientes balísticos mais baixos, devido à relação entre sua massa, coeficiente de arrasto e área. De acordo com a NASA, 2012, em LEO, essas características contribuem para uma reentrada mais rápida na atmosfera terrestre, o que reduz sua permanência em órbita e o impacto a missões futuras.

No estudo dos impactos espaciais, é comum classificar os regimes de velocidade em três faixas principais: baixa velocidade, inferior a 1 km/s; alta velocidade, entre 1 e 3 km/s; e hipervelocidade, caracterizada por valores acima de 3 km/s. Considerando que a velocidade relativa típica entre detritos espaciais e espaçonaves varia entre 5 e 15 km/s, com média em torno de 10 km/s, os impactos de MMOD enquadram-se predominantemente no regime de hipervelocidade (REN *et al.*, 2025).

Embora as imagens das Figuras 1.a e 1.b, que representam objetos catalogados com diâmetro maior que 10 centímetros, não estejam proporcionais, é

evidente que a quantidade de detritos orbitais ao redor da Terra cresceu consideravelmente com o passar dos anos (NASA, 2012).

Figuras 1.a e 1.b – Representação da Terra e seus satélites, 1960

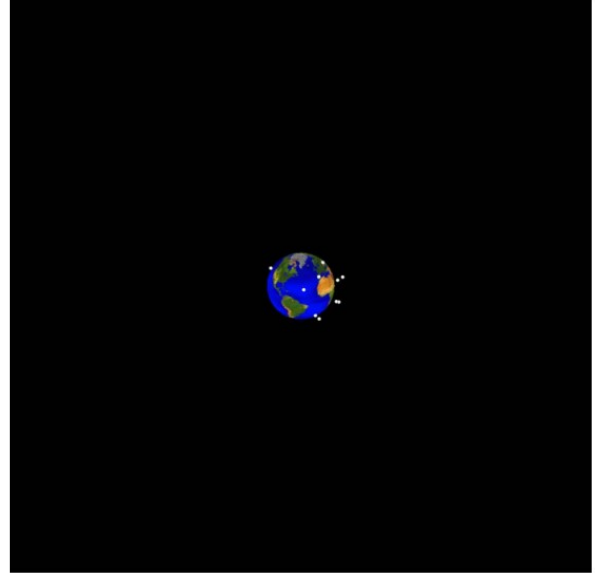
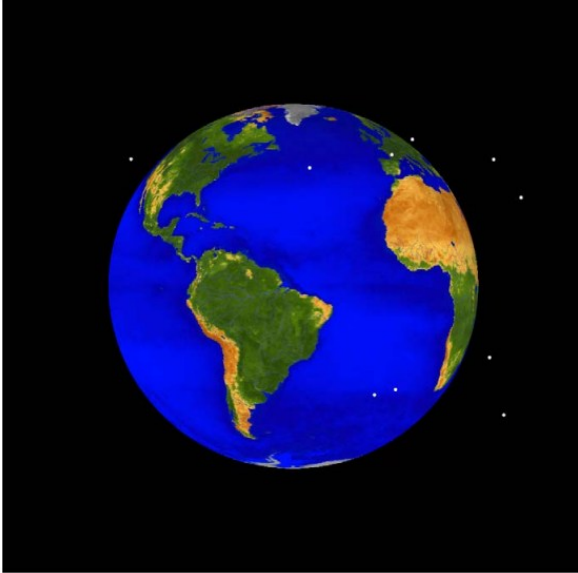


Figura 1.a – visão LEO

Figura 1.b – visão GEO

Fonte: NASA (2012).

Contudo, até o final de 2019, foi registrado um aumento expressivo de detritos na região entre a GEO e a LEO, destacando-se a gravidade crescente desse problema (NASA, 2020) nas Figuras 2.a e 2.b.

Figuras 2.a e 2.b – Representação da Terra e seus satélites, 2019

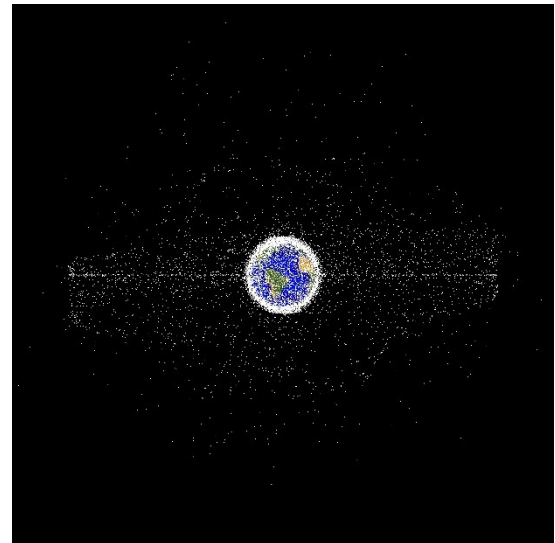
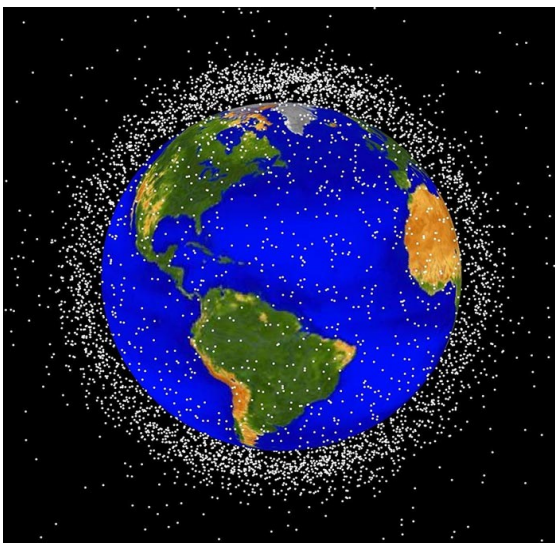


Figura 2.a – visão LEO

Figura 2.b – visão GEO

Fonte: NASA (2020).

De acordo com a NASA (2018), as colisões entre espaçonaves e MMOD representam um desafio crítico por dois fatores principais: o risco direto para missões espaciais e os impactos no ambiente orbital próximo à Terra. Dada a quantidade de detritos acumulados ao longo de mais de 50 anos de atividade espacial, distribuídos em uma variedade de órbitas, e considerando o tamanho e a velocidade dessas colisões, a probabilidade de uma missão, tripulada ou não, sofrer um impacto é alta (NASA, 2018).

Recentemente, um grave incidente reforçou a importância do desenvolvimento de sistemas de proteção contra impactos de detritos espaciais. Em outubro de 2025, a nave Shenzhou-20, pertencente ao programa espacial tripulado da China, sofreu uma colisão com fragmentos orbitais que comprometeu seu retorno à Terra, deixando três astronautas temporariamente confinados na estação espacial Tiangong enquanto engenheiros avaliavam os danos estruturais. O caso, amplamente noticiado pela mídia, evidencia o crescente risco associado à presença de lixo espacial em órbita terrestre e a necessidade urgente de aprimorar as tecnologias de escudos protetores e materiais de alta resistência empregados em espaçonaves (ND+, 2025).

De todos os objetos catalogados na órbita da Terra, os detritos orbitais representam 94% desse total (ESA, 2025). O Quadro 1 apresenta dados quantitativos do valor aproximado de detritos espaciais em relação ao seu diâmetro, incluindo aproximadamente 9.300 cargas úteis ativas maiores que 10 cm.

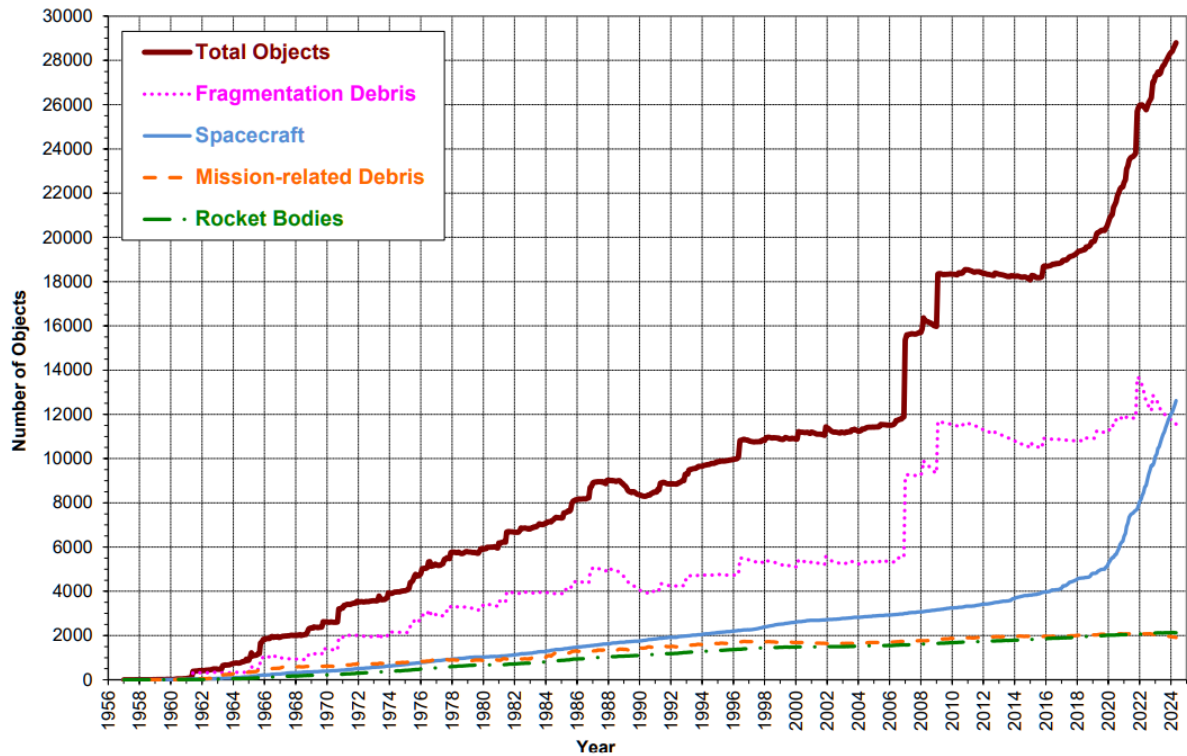
Quadro 1 - Dados da quantidade de detritos espaciais, em relação ao diâmetro

TAMANHO [cm]	QUANTIDADE	PERCENTUAL [%]
entre 0,1 e 1	140.000.000	99,11
entre 1 e 10	1.200.000	0,85
maior que 10	54.000	0,04

Fonte: ESA (2025).

Desde o início da exploração espacial, o número de objetos catalogados tem crescido constantemente, como ilustra o Gráfico 1, baseado em dados da NASA (2024), que apresenta o total de MMOD em LEO, e reflete tanto a expansão das atividades espaciais, quanto eventos específicos que contribuíram significativamente para o crescimento desses objetos.

Gráfico 1 - Número de MMOD em LEO, 1956-2024



Fonte: NASA (2024).

O sensoriamento remoto de MMOD a partir de medições terrestres se divide em duas categorias: medições de radar e medições ópticas. As medições de radar são tipicamente utilizadas para identificar MMOD em LEO, enquanto as medições ópticas são usadas para GEO, e também para outras como a órbita média da Terra (MEO) (UNITED NATIONS, 1999).

A partir das medições de radar, é possível derivar diversas características dos objetos espaciais. Embora apresentem algum grau de incerteza, essas medições podem determinar elementos orbitais, atitude, tamanho e forma, além do tempo de vida orbital, a massa e propriedades do material do objeto (UNITED NATIONS, 1999).

Os dois marcos importantes na história da geração de fragmentos em LEO, de acordo com NASA (2013), foram a destruição do satélite meteorológico Fengyun-1C (FY-1C) em janeiro de 2007, durante um teste antissatélite realizado pela China, e a colisão acidental entre o satélite desativado Cosmos 2251 e o operacional Iridium 33 em fevereiro de 2009. Esses incidentes geraram um total de 5579 fragmentos com tamanho de 10 centímetro ou maiores, catalogados pela Space Surveillance Network (SSN) dos Estados Unidos (EUA), dispostos na Quadro 2, e que contribuíram significativamente para a poluição orbital (NASA, 2013).

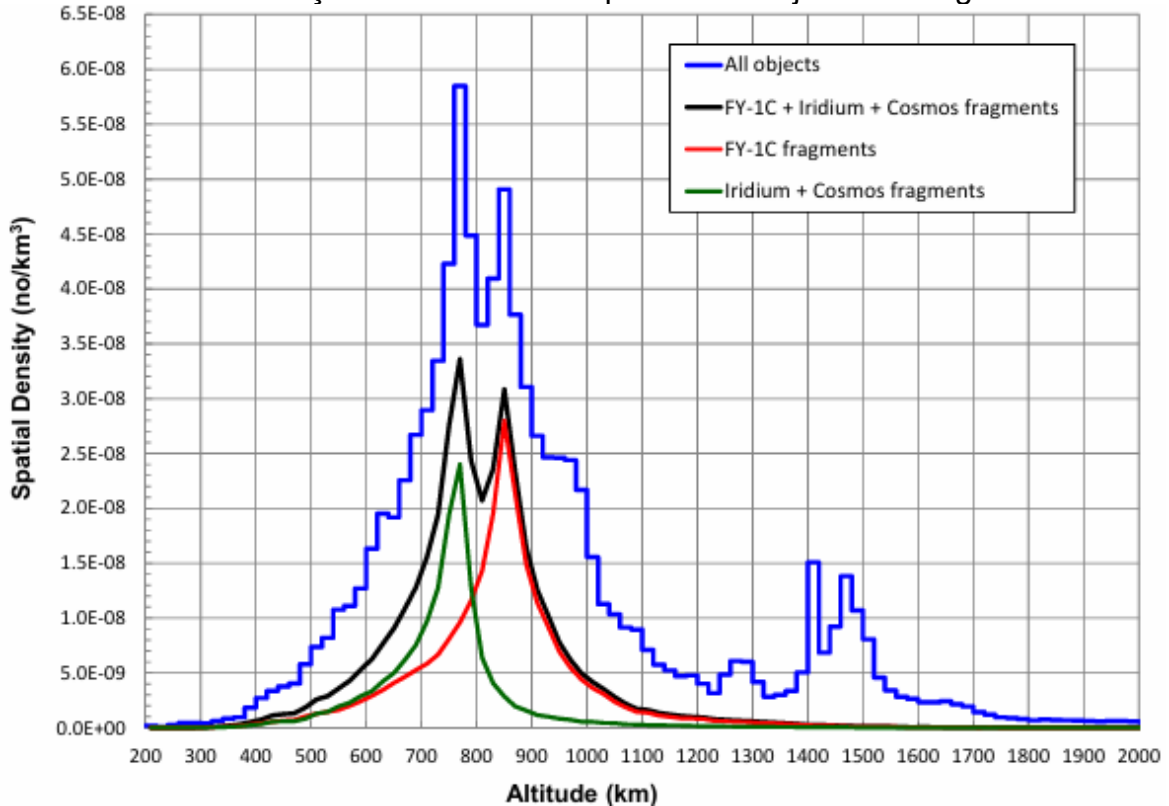
Quadro 2 - Fragmentos catalogados de FY-1C, Cosmos 2251 e Iridium 33

NOME	DETRITOS CATALOGADOS
FY-1C	3.378
Cosmos 2251	1603
Iridium 33	598
Total	5579

Fonte: NASA (2013).

A densidade espacial dos objetos catalogados, disposto no Gráfico 2, evidencia o impacto dessas colisões, com uma concentração expressiva de fragmentos abaixo de 1000 km de altitude. A curva superior do gráfico representa a densidade total de objetos, enquanto a curva imediatamente abaixo destaca os fragmentos gerados especificamente por esses eventos, que correspondem a cerca de 50% da população catalogada nessa região (NASA, 2013).

Gráfico 2 - Distribuição da densidade espacial dos objetos catalogados em 2013

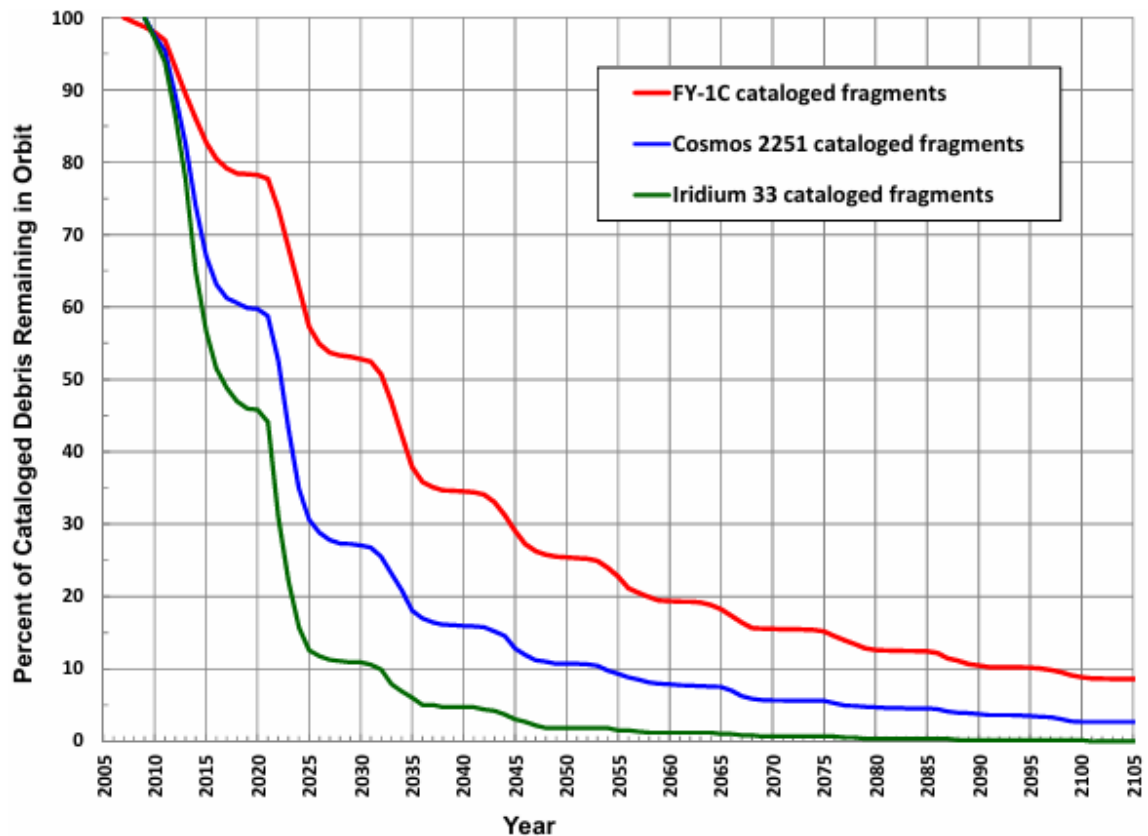


Conforme projeta a NASA (2013) no gráfico 3, o tempo de vida orbital dos fragmentos gerados varia de acordo com a altitude e as características dos materiais envolvidos. Os detritos do Iridium 33 e do Cosmos 2251, situados em altitudes mais

baixas, estão previstos para decair mais rapidamente em comparação com os fragmentos do Fengyun-1C, localizados em altitudes mais elevadas (NASA, 2013).

Entre esses, os fragmentos do Iridium 33 apresentam uma vida orbital ainda mais curta devido à alta proporção de área para massa resultante do uso de materiais compósitos leves em sua construção, o que aumenta a resistência atmosférica e acelera seu decaimento. No entanto, mesmo com essa previsão de decaimento, os impactos causados pelos fragmentos dessas missões continuarão a ser percebidos por décadas, reforçando os desafios contínuos para a segurança e a sustentabilidade do ambiente espacial (NASA, 2013).

Gráfico 3 - Decaimento projetado dos fragmentos catalogados FY-1C, Iridium 33 e Cosmos 2251



Fonte: NASA (2013).

As naves espaciais em órbita da Terra estão constantemente expostas a impactos de MMOD, que podem ocorrer a velocidades extremamente altas, muitas vezes superiores a 10 km/s (Schonberg, 2010). Em órbitas quase parabólicas, os meteoroides podem atingir até 42 km/s ao se mover com a Terra, e até 72 km/s em

um curso contrário, liberando grandes quantidades de energia cinética e tornando mesmo partículas pequenas, capazes de causar danos substanciais, podendo variar de pequenos danos em superfícies não críticas até comprometer sistemas vitais da espaçonave (Svotina, 2024).

Em altitudes de 100 a 300 km, onde há alta concentração de meteoroides, impactos de partículas com massas superiores a 10 gramas podem ocorrer com frequência de até uma por metro quadrado a cada 10 segundos (Svotina, 2024), destacando o risco significativo de impactos para espaçonaves nessas altitudes, exigindo a implementação de medidas de proteção para garantir a integridade dos sistemas orbitais.

## 2.2 EFEITOS DOS IMPACTOS DE MMOD EM VEÍCULOS ESPACIAIS

Os impactos de MMOD em espaçonaves representam uma séria ameaça à integridade estrutural e à segurança das missões, que podem ocasionar danos substanciais, desde vibrações e perfurações até falhas em sistemas sensíveis (Svotina, 2024). Além dos danos diretos, um dos riscos mais significativos é o efeito Kessler, no qual uma colisão pode gerar uma reação em cadeia (Cour-Palais; Kessler, 1978).

Os MMODs de tamanho centimétrico, podem causar danos operacionais a sistemas espaciais. Embora estes impactos não interrompam o sucesso da missão, eles podem ocasionar danos à subsistemas, como colisões em janelas, painéis solares e antenas, além de afetar as atividades extraveiculares (UNITED NATIONS, 1999).

Enquanto medições ópticas e de radar a partir da Terra são capazes de monitorar apenas detritos com tamanho superior a alguns centímetros, modelos precisos para partículas menores, entre micrômetros e milímetros, dependem de medições *in situ*. A investigação dessas populações de detritos e meteoroides é feita a partir da análise de superfícies que foram expostas ao ambiente espacial e trazidas de volta à Terra, fornecendo informações importantes sobre partículas sólidas (Moussi *et al.*, 2005).

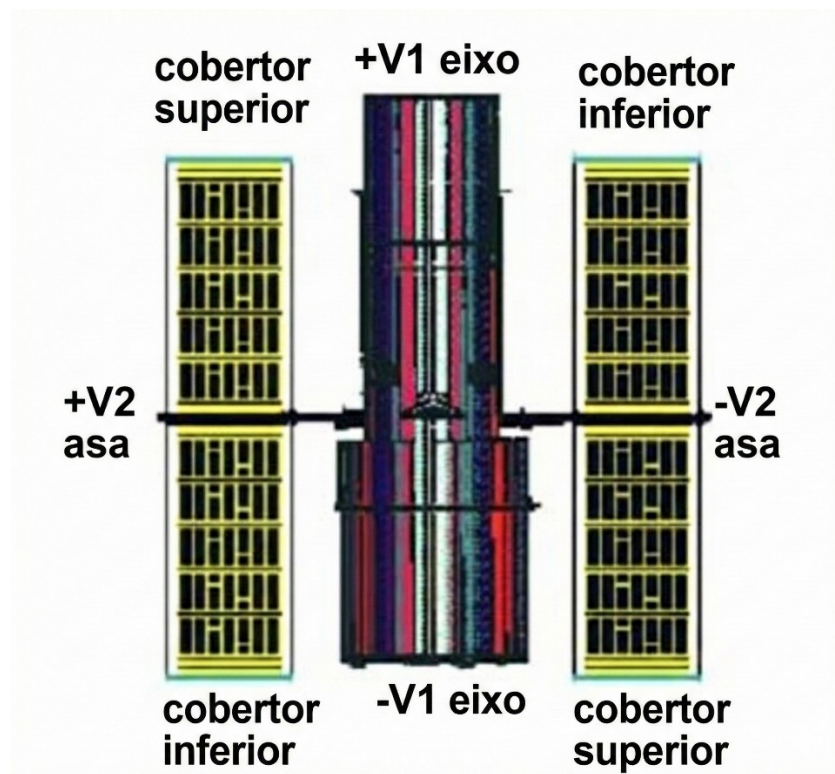
Segundo Moussi *et al.* (2005), diversas superfícies projetadas para amostrar o ambiente de impacto em órbita baixa da Terra foram lançadas ao espaço como experimentos dedicados e depois retornadas ao planeta, fornecendo uma grande

quantidade de informações sobre populações de partículas sólidas. A confiabilidade dessas informações sobre o fluxo de impacto aumenta com a área da superfície e o tempo de exposição, e a investigação dos grandes painéis solares do HST tem fornecido uma vasta quantidade de dados valiosos.

Duas asas completas de painéis solares do HST foram recuperadas pelo Ônibus Espacial Columbia em março de 2002. Após uma exposição de 3011 dias, equivalentes a 8,24 anos, os painéis foram recuperados de uma órbita quase circular, com altitude entre 585 e 615 km e inclinação de  $28,5^\circ$  (Moussi *et al.*, 2005).

Com uma área total exposta de  $120 \text{ m}^2$ , sendo  $40 \text{ m}^2$  cobertos por células solares, os painéis proporcionaram a maior área de pesquisa de um único substrato já recuperada (Moussi *et al.*, 2005). Essa vasta amostra forneceu uma oportunidade única para o estudo da população de meteoroides e detritos espaciais, e esta representação esquemática do HST e seus painéis solares é mostrada na Figura 3.

Figura 3 – Representação esquemática do HST e seus painéis solares

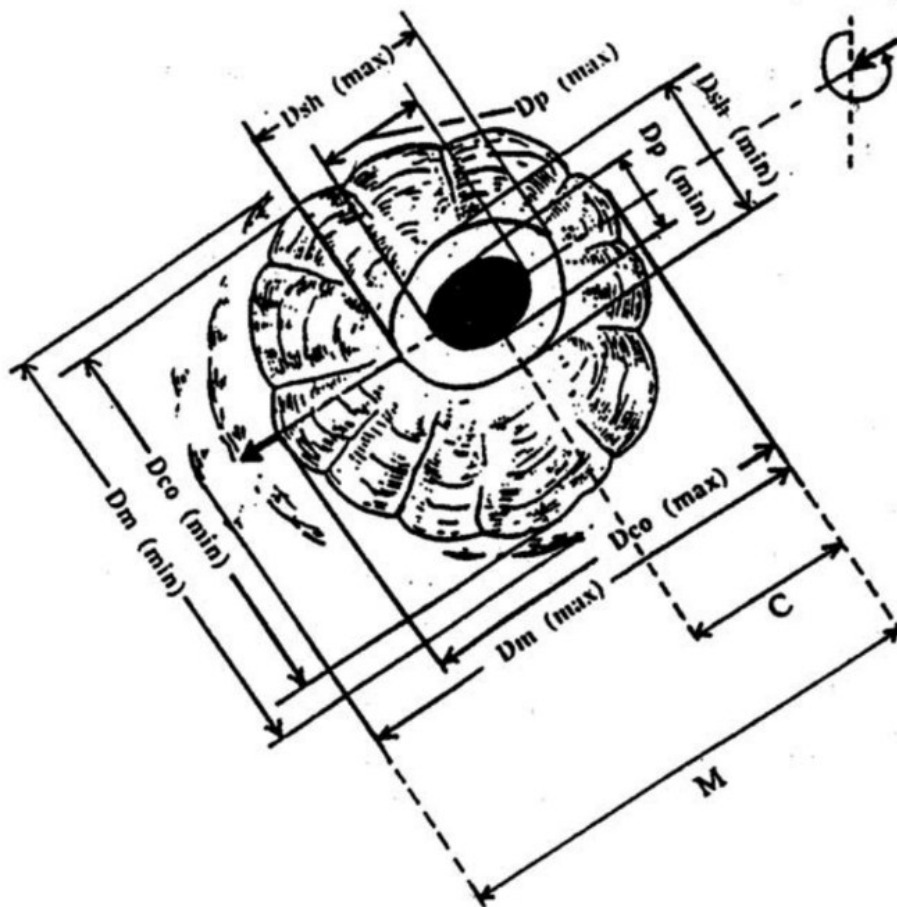


Fonte: Moussi *et al.* (2005).

A Figura 4 apresenta um esquema representativo da morfologia de dano em materiais frágeis, especificamente observado na superfície do vidro de cobertura (*cover glass*) das células solares do Telescópio Espacial Hubble. Classificado por

Carey *et al.* (1995), o esquema detalha as zonas de fratura características deste tipo de material sob hipervelocidade, destacando a zona de estilhaçamento ( $D_{sh}$ ) e a zona de fratura concoidal ( $D_{co}$ ), geradas por uma partícula que atingiu a face frontal da célula.

Figura 4 – Representação esquemática de um impacto frontal em superfície e suas zonas de dano



Fonte: Adaptado de Carey *et al.* (1995).

Nesse contexto, a avaliação do grau e da extensão do dano considerou quatro zonas distintas: a zona de cavidade ou buraco ( $D_p$ ), a zona de fragmentação ( $D_{sh}$ ), a zona conchoidal ou de espalçamento ( $D_{co}$ ) e a zona de dano máximo ( $D_m$ ). Para cada uma dessas regiões, foram registrados critérios característicos como posição, forma, cor, albedo/brilho, textura da superfície, transparência do vidro de cobertura e eventuais características distintivas, como halos ou rachaduras (Carey *et al.*, 1995).

A análise dos painéis solares do HST foi conduzida por meio de levantamento fotográfico e exames microscópicos ópticos e eletrônicos, contemplando uma amostra

estatisticamente confiável de 149 impactos. Desses, 62 foram atribuídos a detritos espaciais, 52 apresentaram características compatíveis com meteoroides e 35 tiveram origem indeterminada devido à ausência de elementos diagnósticos (Moussi *et al.*, 2005).

Entre os detritos espaciais identificados, observou-se a presença de 45% de alumínio, 45% de óxido de alumínio e uma fração residual composta por detritos ricos em sódio. Além disso, três penetrações de maior gravidade apresentaram resíduos de tinta, aço inoxidável e, possivelmente, compósitos de fibra de carbono. Em relação aos meteoroides, a maioria era composta por silicatos (50%) ou filossilicatos (10%), enquanto cerca de 30% foram classificados como sulfetos (Kearsley *et al.*, 2005).

A análise de superfícies que retornaram à Terra, como os painéis solares do HST, fornece dados valiosos para entender as populações de MMODs. No entanto, a ameaça a esses ativos orbitais aumenta exponencialmente devido à síndrome de Kessler, um fenômeno de colisão em cascata que compromete a sustentabilidade do ambiente espacial (Cour-Palais; Kessler, 1978).

De acordo com Svitina (2024), a quantidade destes detritos espaciais com massas e velocidades mal previstas aumenta exponencialmente ao longo do tempo. Isso, por sua vez, aumenta o custo de proteção de espaçonaves em desenvolvimento e o risco de destruição de uma em operação.

Atualmente, o desenvolvimento de constelações de multi-satélites, como OneWeb e Starlink, acelera essa situação tecnogênica, exigindo novas abordagens para prever a densidade da chuva de objetos espaciais. Para isso, são utilizados modelos que consideram diferentes coeficientes de engenharia para simular cenários futuros, como a adoção ou não de medidas de mitigação após 2020 (Svitina, 2024).

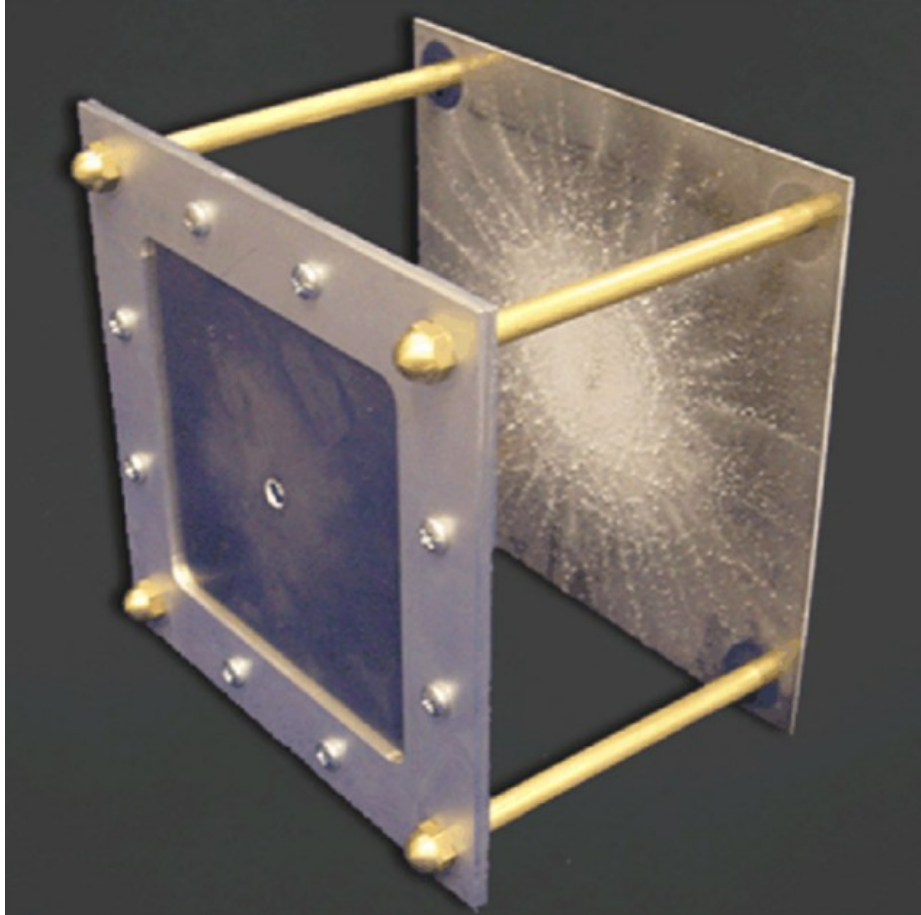
### 2.3 ESCUDOS WHIPPLE COMO TECNOLOGIA DE PROTEÇÃO PASSIVA

A proteção contra impactos de hipervelocidade é um dos maiores desafios para a segurança de veículos espaciais, sendo indispensável para garantir a integridade estrutural durante missões prolongadas. Entre as soluções desenvolvidas, os escudos Whipple destacam-se como a abordagem passiva mais tradicional e amplamente empregada (Song *et al.*, 2021).

O escudo Whipple tradicional consiste em uma camada de impacto frontal e uma parede traseira, separadas por um espaçamento vazio, conforme ilustrado na

Figura 5. Sua concepção baseia-se na proteção passiva e é a abordagem mais tradicional e amplamente empregada, utilizando geralmente ligas de alumínio para ambas as camadas (Whipple, 1947).

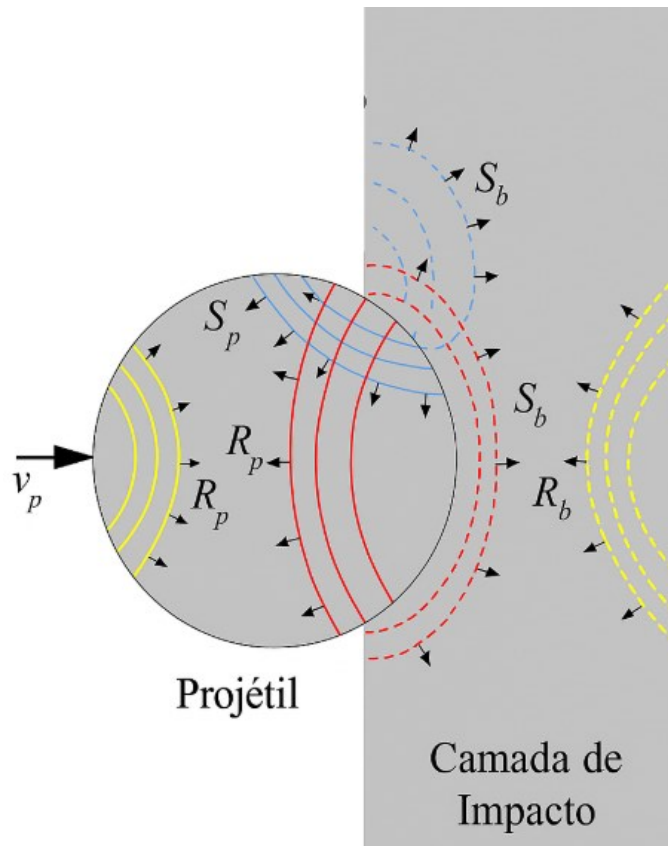
Figura 5 – Esquema de um escudo Whipple tradicional



Fonte: Adaptado de Ren *et al.* (2025).

A fragmentação do projétil depende da pressão induzida pelo impacto entre o MMOD e a camada de impacto. Ilustrado na figura 6, a onda de choque ( $S_b$ ), induzida na camada de impacto, causa a quebra do projétil, enquanto a onda de choque ( $S_p$ ) no projétil é refletida na parte traseira como uma onda de tração ( $R_b$ ). Essa onda de estresse de tração ( $R_p$ ) é mais forte e de maior duração, e a quebra do projétil em fragmentos menores ocorre sob esse efeito de tração (Ren *et al.*, 2025).

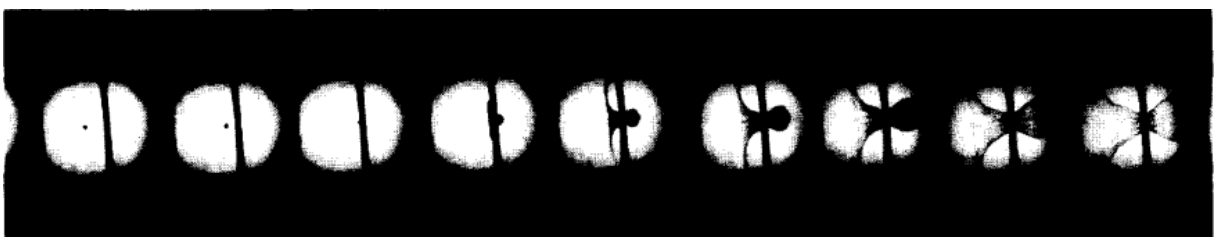
Figura 6 – Interação entre projétil e camada de impacto e propagação de ondas



Fonte: Adaptado de Ren *et al.* (2025).

Os fragmentos do projétil e da camada de impacto formam uma nuvem de detritos que se move em alta velocidade. A formação e expansão dessa nuvem é o mecanismo de proteção central, visualizado em detalhe por meio de fotografia de alta velocidade, conforme ilustrado na Figura 7. Em testes como os de Piekutowski (1987), o impacto de hipervelocidade pulveriza o projétil, criando uma nuvem que se dispersa ao longo do espaçamento, embora a concentração dessa massa em expansão no centro da parede traseira faça com que essa região suporte uma alta densidade de carga.

Figura 7 – Exemplo de fotografia de alta velocidade mostrando um projétil de alumínio de 0,32 cm impactando uma camada fina de alumínio a 6,1 km/s

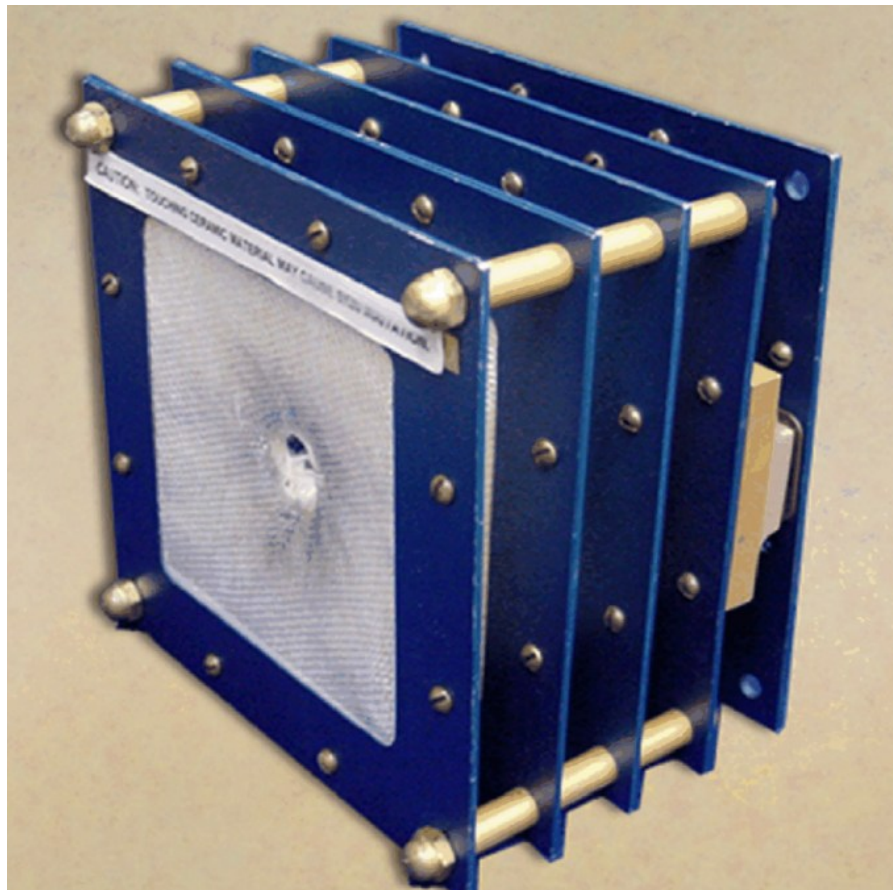


Fonte: Adaptado de Cour-Palais e Crews (1990).

De acordo com Ren *et al.* (2025), a desvantagem inerente a esta tecnologia é que o projétil sofre apenas uma única carga de impacto e se estilhaça uma única vez, resultando em uma fragmentação insuficiente. Após o rompimento da camada de impacto, a parede traseira fica exposta, podendo ser danificada por fragmentos sólidos que compõem a nuvem de detritos.

Já o escudo de múltiplas camadas de impacto (MB), ilustrado na Figura 8, é uma evolução do escudo Whipple, desenvolvido para estender a proteção a materiais de tecido flexível. Sua estrutura é composta por múltiplas camadas finas de liga de alumínio, que são o material mais comum, onde o projétil sofre múltiplos impactos sucessivos (Ren *et al.*, 2025).

Figura 8 – Esquema de um MB

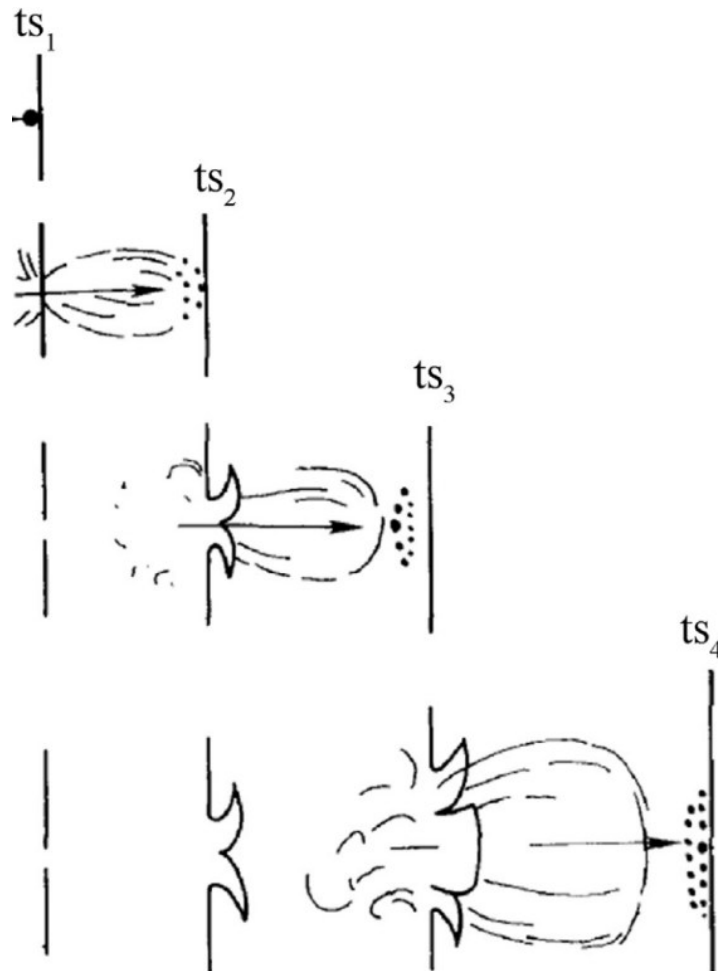


Fonte: Adaptado de Ren *et al.* (2025).

O conceito de blindagem multichoque é o princípio fundamental desta tecnologia. É utilizado elementos de blindagem ultrafinos de alumínio para chocar repetidamente os fragmentos de projéteis, elevando seu estado de energia para derretê-los e vaporizá-los completamente (Cour-Palas; Crews, 1990).

A fragmentação e a gaseificação eficazes são alcançadas porque a espessura reduzida de cada camada de impacto minimiza a massa da nuvem de detritos gerada inicialmente. O choque subsequente nas camadas seguintes garante que os fragmentos alcancem um estado térmico elevado, e isto é observado na Figura 9 (Ren *et al.*, 2025).

Figura 9 – Mecanismo de proteção do escudo MB



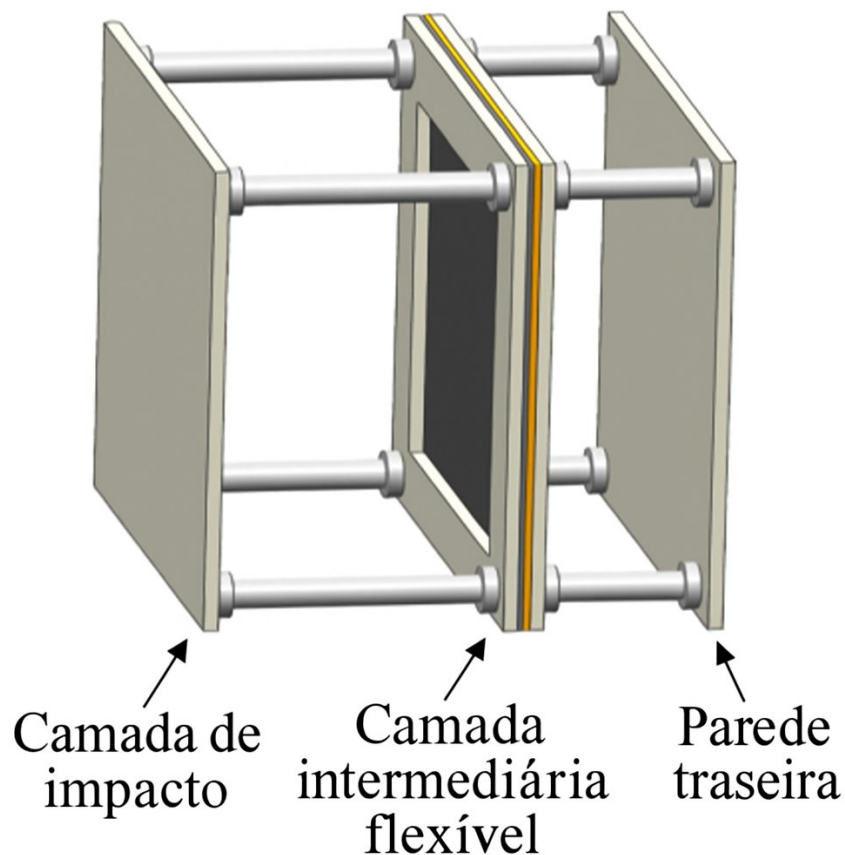
Fonte: Adaptado de Ren *et al.* (2025).

Contudo, a principal desvantagem deste escudo é que seu pleno desempenho depende da disponibilidade de um grande espaçamento geral entre as camadas. De acordo com Ren *et al.* (2025), um espaçamento total limitado na arquitetura da espaçonave restringe a expansão e a dissipação completa da nuvem de detritos, limitando, conseqüentemente, a capacidade de proteção.

O escudo Whipple Recheado (SW) foi desenvolvido para fornecer proteção eficaz à ISS sob a condição de espaçamento geral curto. De acordo com Christiansen

*et al.* (1995), engenheiros da NASA aprimoraram o Whipple convencional, utilizando uma manta flexível combinando tecido cerâmico Nextel e tecido Kevlar como enchimento. O escudo é composto por uma camada de impacto de liga de alumínio, essa camada intermediária flexível e a parede traseira, como mostrado na Figura 10 (Christiansen *et al.*, 1995).

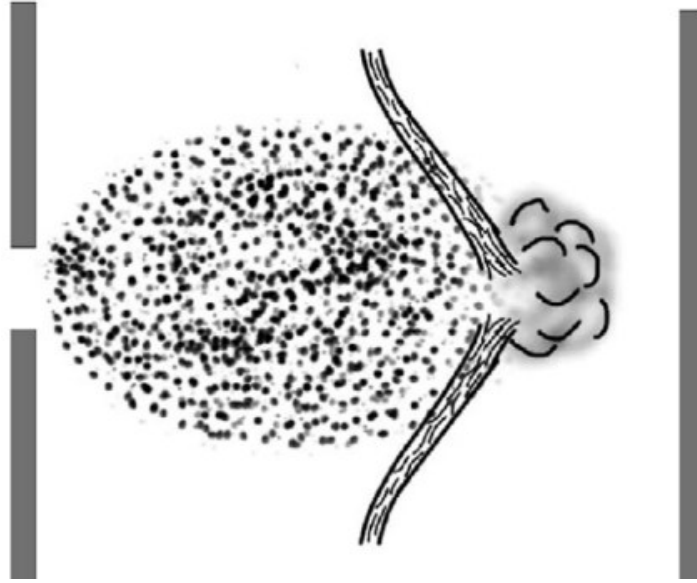
Figura 10 - Escudo SW e seu mecanismo de proteção



Fonte: Adaptado de Ren *et al.* (2025).

O objetivo da camada de tecido intermediária recheada é interceptar os fragmentos gerados e estilhaçar ainda mais os grandes detritos sólidos, assim como mostrado na Figura 11. O grande diferencial do enchimento é que ele não produz fragmentos duros por si só, o que garante uma maior redução dos danos na parede traseira (Ren *et al.*, 2025).

Figura 11 - Mecanismo de proteção do escudo SW



Fragmentos sólidos são interceptados  
pela camada flexível



Impacto da mistura residual  
na parede traseira

Fonte: Adaptado de Ren *et al.* (2025).

O escudo SW demonstrou ser particularmente eficaz, especialmente quando as relações entre o espaçamento e o diâmetro do projétil são curtas (15 ou menos), o que é um fator crucial em veículos espaciais com arquitetura limitada. Essa capacidade de proteção em um espaçamento geral limitado é o principal fator de sucesso do escudo SW (Christiansen *et al.*, 1995).

## 2.4 REVISÃO DE MATERIAIS UTILIZADOS EM ESCUDOS WHIPPLE

A seleção dos materiais que compõem a camada de impacto (bumper) de um escudo Whipple é um fator crítico que determina a eficiência do sistema de proteção contra MMOD. Essa escolha não se baseia em uma única propriedade, mas sim em um equilíbrio ideal entre características mecânicas e físicas sob condições de hipervelocidade (Ren *et al.*, 2025).

Para otimizar o desempenho balístico e minimizar o peso, Ren *et al.* (2025) estabelece sete princípios de seleção que guiam o desenvolvimento de materiais, conforme detalhado no Quadro 3. Como algumas dessas propriedades se contradizem, o desempenho final de um material em um escudo Whipple dependerá do efeito combinado de suas vantagens e desvantagens.

Quadro 3 – Critérios de Seleção para Materiais de Camada de Impacto (Bumper)

Critério Chave	Descrição Detalhada da Propriedade	Função no Mecanismo de Proteção
Maior Resistência à Tração	A capacidade do material de suportar alto estresse de tração sem fratura.	Aumenta efetivamente a resistência à penetração e é crucial para parar os fragmentos do projétil.
Alto Módulo e Alta Dureza	Propriedades mecânicas que indicam a rigidez e a resistência do material.	Pode induzir maior pressão de impacto, fazendo com que o projétil seja efetivamente quebrado, derretido e gasificado.
Baixa Densidade	Baixa massa por unidade de volume do material.	Permite que a espessura da camada de impacto (bumper) seja a maior possível sob condição de densidade de área limitada. Isso resulta em uma longa duração da onda de choque no projétil, impedindo o descarregamento rápido pela onda de tração refletida.

Nenhuma Produção de Fragmentos Duros	O material não deve gerar fragmentos grandes e duros durante sua falha no impacto.	Reduz o dano secundário à parede traseira da espaçonave.
Dispersão Eficaz da Nuvem de Detritos	A capacidade de espalhar e expandir a nuvem de fragmentos gerada pelo impacto.	Dispersa a nuvem de detritos e reduz a densidade de carga no centro de impacto da parede traseira.
Menor Temperatura de Fusão e Gaseificação	Baixo limiar térmico necessário para o material mudar de fase (sólido para líquido ou gasoso).	Os materiais são mais propensos a derreter e gasificar, consumindo mais energia do impacto.
Baixo Custo	Valor econômico de aquisição e fabricação do material.	É uma grande vantagem para o uso como material de proteção em grandes espaçonaves.

Fonte: Adaptado de Ren *et al.* (2025).

#### 2.4.1 Materiais metálicos

As ligas metálicas são consideradas os materiais de camada de impacto (bumper) tradicionais, sendo amplamente utilizadas devido à sua combinação de resistência e maleabilidade. Sua avaliação é feita com base na comparação das propriedades críticas, como baixa densidade e alta resistência à tração, conforme definido no Quadro 1 (Ren *et al.*, 2025).

Inicialmente, as ligas de alumínio foram os materiais mais estudados devido às suas excelentes propriedades mecânicas e baixo custo. O impacto do projétil no metal produz uma alta pressão de onda de choque e uma elevada capacidade de esmagamento, sendo as ligas Al6061 e Al2024 as mais utilizadas (Song *et al.*, 2021).

De acordo com Ren *et al.* (2025), a principal vantagem da liga de alumínio é sua alta impedância de onda, resistência e dureza. Essas propriedades permitem que uma alta pressão seja induzida pelo impacto, contribuindo significativamente para a fragmentação do projétil.

No entanto, a desvantagem do alumínio é sua densidade relativamente alta quando comparada a compósitos, o que resulta em uma camada de impacto (bumper) mais fina sob a limitação de densidade de área. Uma camada mais fina reduz a duração da onda de choque no projétil, levando a uma fragmentação incompleta (Ren *et al.*, 2025).

Outra desvantagem do alumínio é o seu alto limiar para mudança de fase, que é um mecanismo crucial para a absorção de energia térmica. Segundo Alfè *et al.* (2004), o material tem velocidade inicial de fusão a 4,9 km/s e atinge a fusão completa a 6,2 km/s, enquanto a gaseificação inicial ocorre a 9,4 km/s. Esses valores exigem que o impacto ocorra em velocidades orbitais extremas para que a camada de impacto (bumper) consiga dissipar energia através da fusão e vaporização (Alfè *et al.*, 2004).

Outros metais, como ligas de titânio e aço, também foram estudados, mas o desempenho de proteção do titânio é inferior ao do alumínio de mesmo peso, apesar de sua alta resistência. A grande densidade do titânio resulta em uma espessura de camada muito pequena sob a mesma restrição de peso, o que limita seu desempenho de proteção (Iyer *et al.*, 2013).

A principal limitação dos materiais metálicos tradicionais é que eles próprios produzem fragmentos de metal durante o impacto, o que limita a melhoria de seu desempenho. Por esse motivo, e devido ao baixo custo, as placas de metal tradicionais são geralmente usadas apenas como a primeira camada de impacto (bumper) do escudo (Ren *et al.*, 2025).

#### **2.4.2 Compósitos**

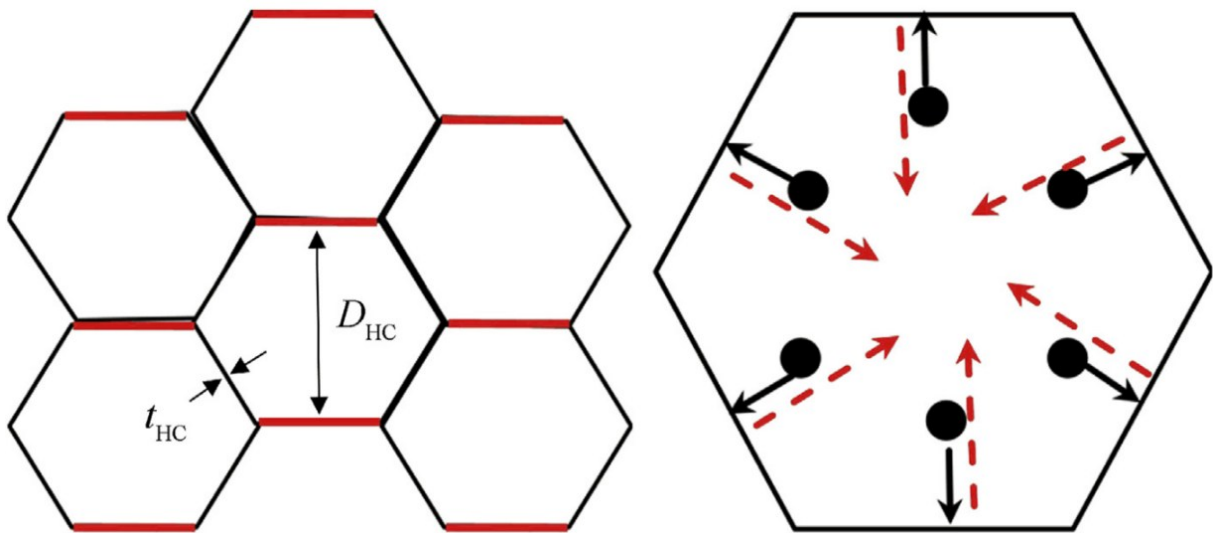
O desenvolvimento de escudos Whipple avançados tem se concentrado em materiais compósitos para superar as limitações de peso e fragmentação dos metais tradicionais. Esses materiais são amplamente utilizados devido às suas propriedades superiores de alta rigidez, peso leve e excelente capacidade de absorção de energia em relação à massa (Ren *et al.*, 2025).

### 2.4.2.1 Painel sanduíche de colmeia

O painel sanduíche de colmeia (honeycomb sandwich panel) é frequentemente empregado como estrutura de suporte de carga em espaçonaves e satélites para atender a requisitos estruturais e de baixo peso. Sua estrutura celular absorve a energia cinética do projétil, causando distorção e deformação das paredes multicelulares. Apesar do excelente desempenho de absorção de energia sob impacto de baixa velocidade, sua capacidade de proteção contra hipervelocidade é considerada baixa (Ren *et al.*, 2025).

A principal desvantagem é o efeito de canal (channel effect), ilustrado na Figura 10.b. As paredes das células da colmeia, apresentados na Figura 10.a, restringem a expansão radial da nuvem de detritos, fazendo com que os fragmentos passem pelo núcleo da célula com a velocidade axial restante, concentrando a energia em vez de dispersá-la (Kang *et al.*, 2013).

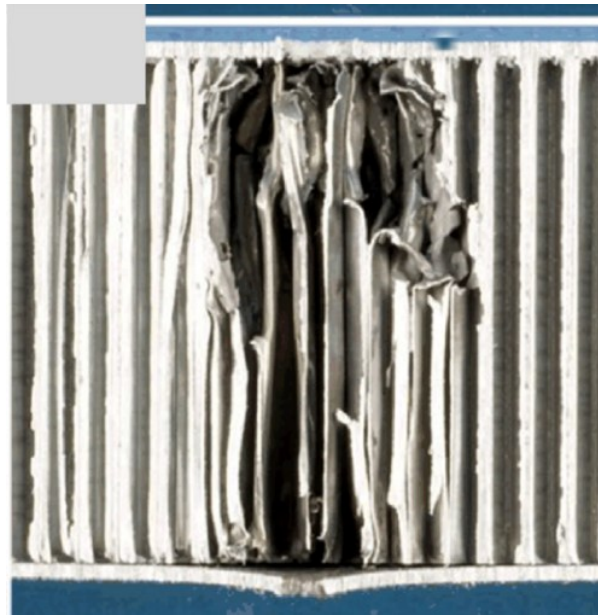
Figuras 10.a - Esquema plano da colmeia de alumínio; b - O efeito de canal concentrando a nuvem de detritos



Fonte: Adaptado de Ke *et al.* (2020).

Resultados experimentais de escudos Whipple usando painel sanduíche de colmeia como camada de impacto (bumper) demonstram essa falha. A nuvem de detritos se concentra em uma área significativamente menor, fazendo com que a parede traseira suporte uma carga de impacto mais densa e, conseqüentemente, seja mais propensa à perfuração, como visto nos danos da Figura 11 (Kang *et al.*, 2013).

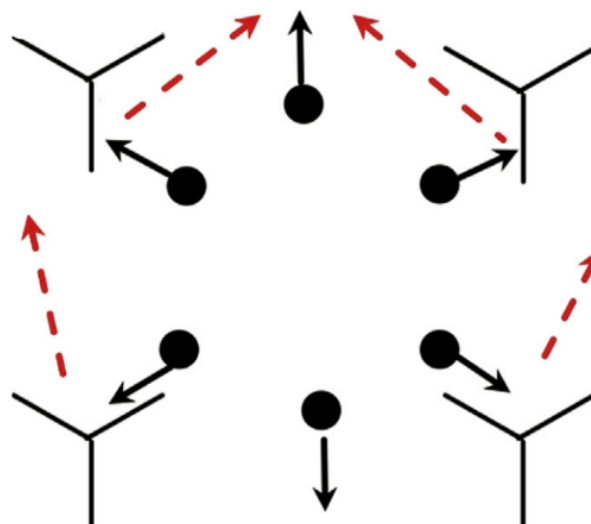
Figura 11 – Exemplo de dano na parede traseira causado pela nuvem de detritos concentrada pelo efeito de canal



Fonte: Adaptado de Ren *et al.* (2025).

Para reduzir o efeito de canal, foram projetadas estruturas alternativas, como o núcleo de colmeia em forma de Y mostrado na Figura 12. Resultados experimentais mostraram que o núcleo nesse formato possui estabilidade estrutural confiável e pode, de fato, reduzir efetivamente a concentração da nuvem de detritos causada pelo efeito de canal (Ke *et al.*, 2020).

Figura 12 – Estrutura de núcleo de colmeia em forma de Y projetada para reduzir o efeito de canal



Fonte: Adaptado de Ke *et al.* (2020).

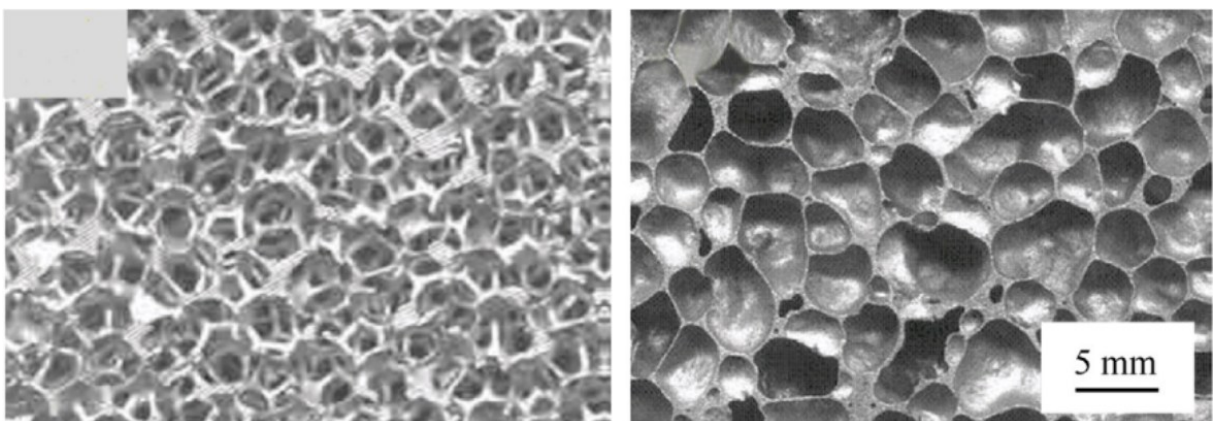
### 2.4.2.2 Painel sanduíche de espuma

Em comparação com o painel sanduíche de colmeia, o de espuma não apresenta o efeito de canal sob impacto de hipervelocidade, o que resulta em um melhor desempenho de proteção. O material da camada de impacto (bumper) de escudos de espaçonaves geralmente adota materiais leves para atender aos requisitos de economia de custo, tornando o painel sanduíche de espuma um material adequado (Ren *et al.*, 2025).

A espuma metálica é composta por uma matriz metálica com inúmeras bolhas, exibindo um melhor desempenho que inclui baixa densidade, alta resistência específica e excelente absorção de energia. Devido a essa combinação única de propriedades mecânicas, a espuma metálica é um material funcional amplamente utilizado na indústria aeroespacial (Ryan *et al.*, 2010).

Existem dois tipos concorrentes de espuma metálica: a de célula aberta e a de célula fechada, conforme ilustrado nas Figuras 13.a e 13.b. Embora a célula fechada possa reter gás residual que aumenta a resistência à penetração, a espuma de célula aberta é considerada uma tecnologia mais promissora (Ren *et al.*, 2025).

Figura 13.a - Espuma metálica de célula aberta; b - Espuma metálica de célula fechada



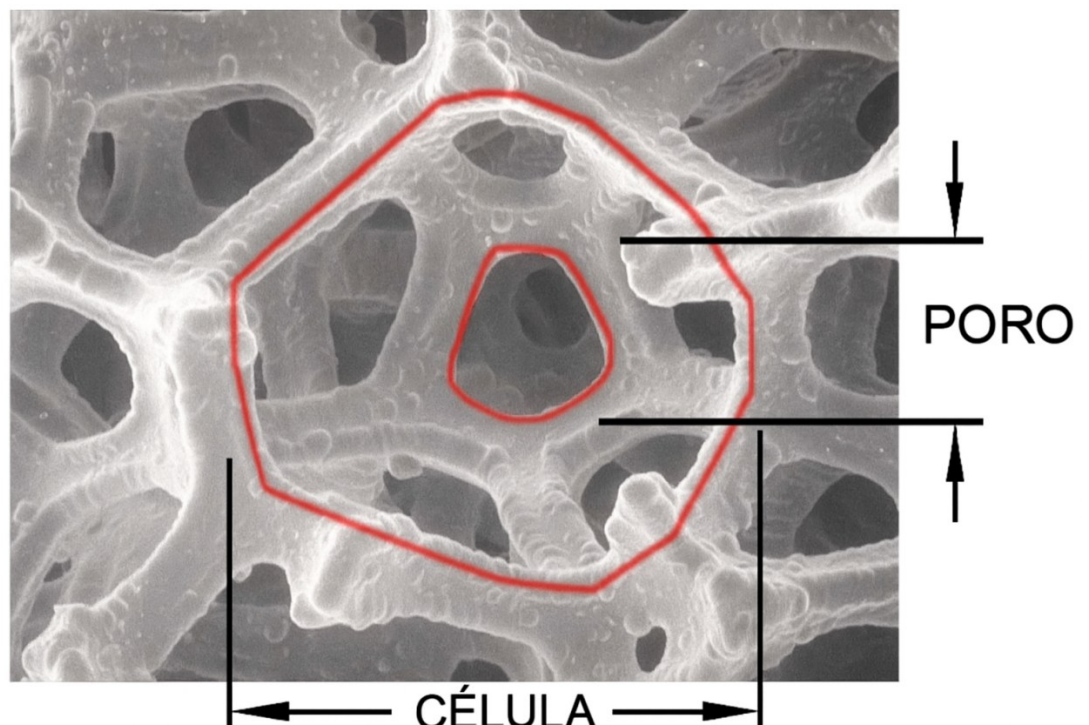
Fonte: Adaptado de Ren *et al.* (2025).

A espuma de célula aberta apresenta vantagens por ter peso mais baixo e maior uniformidade quando comparada à espuma de célula fechada de baixa densidade. Estudos avaliaram a influência das características do núcleo, como poros

por polegada linear (PPI) e densidade relativa, no desempenho de proteção de painéis de espuma Al6061 (Ryan *et al.*, 2010).

A estrutura da espuma de célula aberta é caracterizada por suas regiões elementares, conforme ilustrado por Ryan *et al.* (2010), na Figura 14. Os tetradecaedros são designados por células, enquanto as janelas individuais entre os ligamentos de espuma interconectados são definidas como poros. O tamanho do poro controla o número e o tamanho nominal dos ligamentos, enquanto a densidade relativa da espuma controla a forma da seção transversal e o tamanho real desses ligamentos (Ryan *et al.*, 2010).

Figura 14 – Características dos poros e das células da espuma de células abertas



Fonte: Adaptado de Ryan *et al.* (2010).

Investigações sobre o desempenho de espumas metálicas, cerâmicas e amorfas em escudos de dupla camada de espuma também foram realizadas. A capacidade de proteção desses materiais foi classificada estatisticamente, com o titânio apresentando o melhor desempenho e o níquel, o pior (Ryan *et al.*, 2010).

A otimização da estrutura do núcleo de espuma é uma direção de desenvolvimento para melhorar a proteção, sendo que o desempenho melhora à medida que o tamanho da célula diminui, como mostra o Quadro 4 desse mesmo

experimento. No entanto, uma desvantagem significativa é que o próprio painel sanduíche ainda produzirá fragmentos sólidos, o que é desfavorável para a proteção da parede traseira (Ryan *et al.*, 2010).

Quadro 4 - Medições características dos três núcleos de espuma

Densidade de poros	Tamanho da célula (mm)	Tamanho do poro (mm)	Largura do ligamento ( $\mu\text{m}$ )
10 PPI	3.95	2.33	382
20 PPI	3.28	1.78	329
40 PPI	2.63	1.59	251

Fonte: Adaptado de Ryan *et al.* (2010).

#### 2.4.2.3 Tecido de fibra

Tecidos baseados em fibras de alto desempenho estão entre os materiais avançados usados em projetos de estruturas de proteção modernas devido ao seu peso leve, resistência à tração, tenacidade e resistência a danos por impacto. Por exemplo, a fibra Kevlar e o polietileno de ultra-alto peso molecular (UHMWPE) são amplamente utilizados em capacetes e coletes à prova de balas para resistir à penetração de projéteis (Ren *et al.*, 2025).

Os avanços nas propriedades das fibras melhoraram muito a resistência a impactos desses materiais, permitindo que a estrutura resista a impactos mais fortes com peso mais leve em comparação aos materiais metálicos tradicionais. De acordo com Ren *et al.* (2025), a resistência e o módulo de tração de fibras como Kevlar, Nextel, Carbon T300, Vectran, Basalto e UHMWPE são muito maiores do que os da liga Al6061, possuindo densidade menor ou igual.

Isso faz com que o material de fibra tenha uma maior relação entre resistência e massa. A captura de um projétil pelo tecido é essencialmente uma conversão de energia que envolve uma combinação de vários mecanismos de absorção, que incluem o desondulamento do fio, o alongamento, a quebra e o arrancamento (Khazaie *et al.*, 2018).

Mais crucialmente, os tecidos de fibra, diferentemente dos metais, dificilmente produzem fragmentos sólidos e duros por si sós, reduzindo drasticamente o dano secundário à parede traseira. Por essa razão, Kevlar e Nextel são amplamente

utilizados como camadas de enchimento intermediárias nos escudos Whipple Recheados da ISS (Ren *et al.*, 2025).

### **2.4.3 Materiais de alta dureza**

A alta dureza é uma característica fundamental para materiais de camada de impacto (bumper), pois essa propriedade permite gerar uma pressão de onda de choque mais elevada no momento do impacto. O estresse de compressão e tração resultante estilhaça o projétil de forma mais eficaz, gerando fragmentos menores e consumindo grande quantidade de energia cinética (REN *et al.*, 2025).

#### **2.4.3.1 Materiais de liga amorfa**

As ligas amorfas apresentam grandes vantagens quando comparadas às ligas de alumínio tradicionais devido às suas propriedades físicas e mecânicas únicas. Sendo a resistência dessas ligas extremamente alta, muitas vezes superando 1GPa (Ren *et al.*, 2025).

A alta resistência das ligas amorfas resulta em uma melhoria na relação resistência-massa, mesmo em comparação com ligas leves como o Al2024. Huang *et al.* (2012) indicam que o reforço da camada de impacto (bumper) com ligas amorfas eleva as pressões de choque e o aumento da temperatura no projétil, melhorando significativamente a capacidade de proteção do escudo Whipple.

Em testes de impacto de hipervelocidade, o mecanismo de deformação das ligas amorfas foi estudado para otimizar sua aplicação. A ausência de estruturas cristalinas permite que o material absorva energia por meio de bandas de cisalhamento, um processo que limita a propagação de trincas catastróficas. O desempenho superior destas ligas em escudos Whipple é evidenciado na redução do diâmetro de perfuração da parede traseira (Huang *et al.*, 2012).

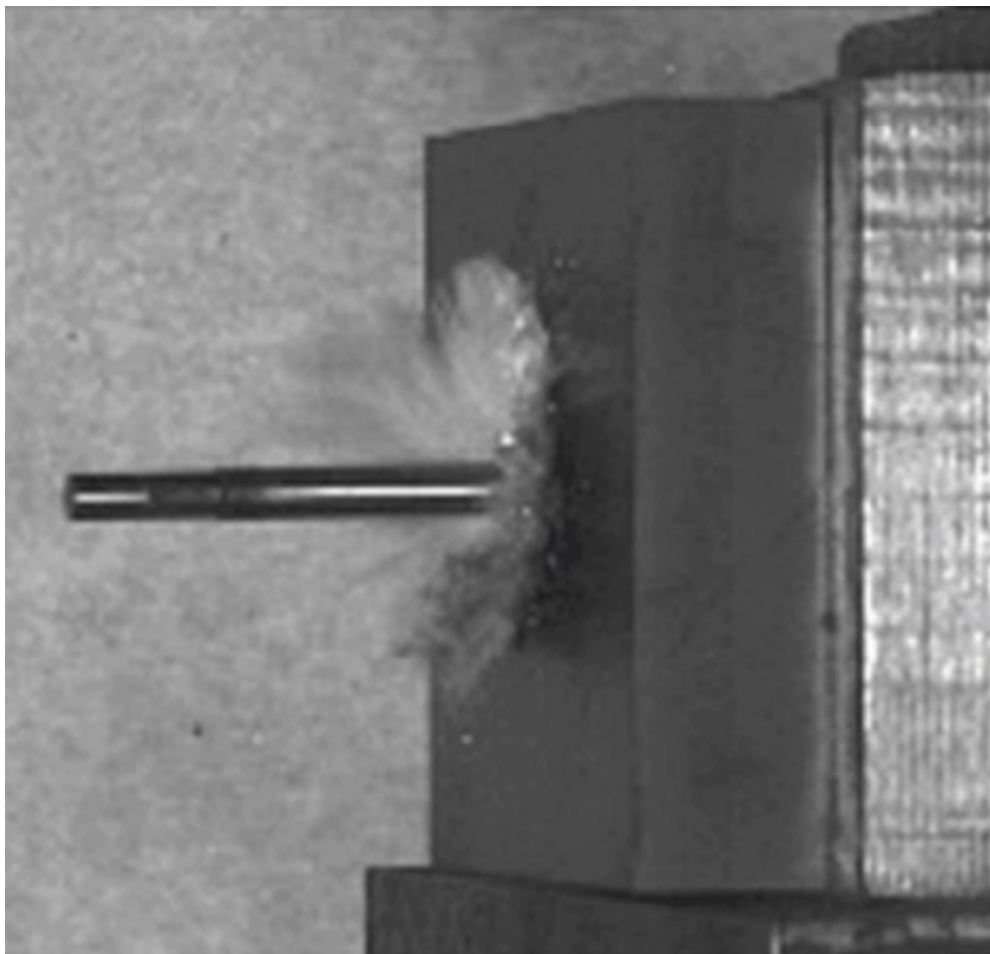
#### **2.4.3.2 Materiais metal-cerâmicos**

As cerâmicas são materiais inorgânicos que oferecem ultra-alta dureza, alta resistência e baixo peso, sendo amplamente utilizadas em blindagens devido à sua resistência à penetração. No entanto, a baixa resistência à tração e a baixa tenacidade

as tornam frágeis e propensas a fraturas e estilhaçamento sob forte carga de impacto (Ren *et al.*, 2025).

Devido à extrema dureza, a cerâmica pode forçar o projétil a fluir radialmente em sua superfície sem penetração significativa, um mecanismo chamado de derrota de interface. Este processo, essencial para a dissipação de energia e a quebra do projétil, é tipicamente representado pela Figura 15, mostrando o esmagamento do projétil na interface de contato (Ren *et al.*, 2025).

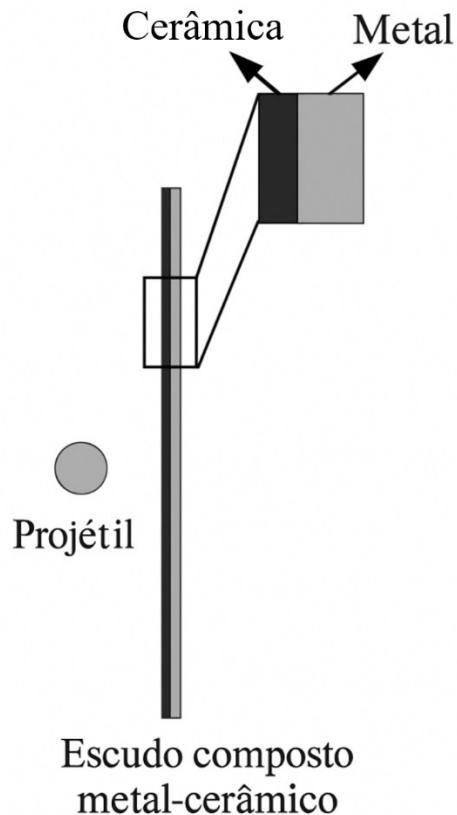
Figura 15 – Mecanismo de derrota de interface em blindagens de cerâmica



Fonte: Adaptado de Ren *et al.* (2025).

Para mitigar a fragilidade inerente da cerâmica, o metal dúctil é empregado como camada de apoio (*backing layer*), formando um compósito cerâmica-metal híbrido, como mostra a Figura 16. Segundo Ren *et al.* (2025), essa camada metálica inibe a extensão da fratura da cerâmica e absorve a energia residual, o que é crucial para garantir a integridade da proteção após o impacto inicial.

Figura 16 – Estrutura do compósito Cerâmica-metal híbrido com camada de apoio dúctil



Fonte: Adaptado de Ren *et al.* (2025).

## 2.5 COMPARAÇÃO DOS MATERIAIS DE PROTEÇÃO

Para subsidiar a análise de resultados, foram compilados os dados de propriedades físicas e mecânicas dos principais materiais de proteção. Os Quadros 5, 6 e 7 a seguir foram elaborados tendo como referência a revisão crítica de Ren *et al.* (2025), que consolida e unifica resultados obtidos por uma vasta gama de fontes primárias e estudos experimentais da literatura especializada. Esses dados sintetizam as características críticas de ligas metálicas, compósitos e materiais de alta dureza, servindo como base de dados para a avaliação comparativa realizada no Capítulo 4.

Quadro 5 - Propriedades físicas típicas de materiais metálicos e espumas

Material	Densidade (g/cm-3)	Resistência à Tração MPa	Resistência ao Escoamento MPa	Módulo de Elasticidade GPa	Módulo de Cisalhamento GPa	Vantagens e Desvantagens
Al2024	2.78	483	345	73.1	28.6	Vantagens: baixo custo, baixa densidade, alta tenacidade; Desvantagem: baixa resistência e módulo. Recomendado como primeira camada de impacto (bumper).
Al6061	2.75	310	276	68.9	27.6	(Mesmas notas do Al2024).
SUS 304 (Aço)	7.93	505	215	200	77	Vantagem: alta resistência à tração e módulo; Desvantagem: alta densidade leva a uma camada de impacto (bumper) muito fina em densidade de área limitada. Não recomendado como material de camada de impacto (bumper).
Titânio	4.51	240	310	105	43.4	Desempenho entre liga de alumínio e aço. Recomendado como primeira camada de impacto (bumper) para estilhaçar o projétil.

Fonte: Adaptado de Ren *et al.* (2025).

Quadro 6 - Propriedades físicas típicas de cerâmicas e ligas amorfas

Material	Densidade (g·cm <sup>-3</sup> )	Módulo de Elasticidade GPa	Módulo de Cisalhamento GPa	Tenacidade à Fratura (MPa·m <sup>1/2</sup> )	Microdureza GPa	Vantagens e Desvantagens
Carbeto de Boro (B <sub>4</sub> C)	2.5	448	220	4.8	50	Vantagens: A maior dureza e menor densidade entre as cerâmicas; Desvantagens: Baixa tenacidade. Ideal para a camada de impacto.
Carbeto de Silício (SiC)	3.2	450	193.5	4.3	22	Vantagens: Excelente equilíbrio entre dureza e módulo; Desvantagens: Baixa tenacidade. Amplamente utilizado em blindagens.
Óxido de Alumínio (Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> )	3.8	400	120.3	3.5	20	Vantagens: Bom desempenho geral e custo acessível; Desvantagens: Mais denso que B <sub>4</sub> C e SiC. Material de referência.
Vidros Metálicos (HE-BMGs)	5.27	108.7	40.5	50	-	Vantagens: Combina dureza com alta tenacidade (não estilhaça como cerâmica); Desvantagens: Densidade elevada comparada às cerâmicas.

Fonte: Adaptado de Ren *et al.* (2025).

Quadro 7 - Propriedades físicas típicas de fibras de alta resistência

Material	Densidade (g·cm <sup>-3</sup> )	Resistência à Tração GPa	Módulo de Tração GPa	Módulo de Cisalhamento (Intercamada) GPa	Alongamento na Ruptura %	Vantagens e Desvantagens
Kevlar	1.45	2.41-3.15	123	16.4/1.8	4.5	Vantagens: Baixa densidade e alta tenacidade. Desvantagem: Baixo cisalhamento. Padrão para camada de enchimento (ISS).
Nextel 610	2.7	1.7	257	25.8/14.4	3	Vantagens: Módulo mais alto que o Kevlar (estilhaça melhor o detrito). Usado na frente do Kevlar no escudo da ISS.
Fibra de carbono (CFRP)	1.76	3.6	235	10/8.96	1.3	Vantagens: Altíssima resistência e rigidez. Desvantagem: Frágil (pouco alongamento). Comum em estruturas.
Fibra de Basalto	2.6	3.0	110	1.85/1.5	3.15	Vantagens: Alta resistência térmica e mecânica. Utilizada nos escudos da Estação Espacial Chinesa.
UHMWPE	0.97	3.0	103	1.97/0.67	3.1	Vantagens: Densidade extremamente baixa (flutua na água) e alta resistência. Candidato promissor para futuros escudos mais leves.

Fonte: Adaptado de Ren *et al.* (2025).

## 2.6 PADRÕES EXPERIMENTAIS E ENSAIOS DE HIPERVELOCIDADE

A avaliação do desempenho dos escudos de proteção contra MMOD baseia-se em ensaios de HVI, que buscam reproduzir as extremas condições do ambiente espacial. De acordo com Ren *et al.* (2025), esses experimentos são fundamentais, pois as velocidades relativas entre detritos e espaçonaves atingem, em média, 10 km/s, tornando essencial o uso de equipamentos especializados capazes de lançar projéteis nesse regime de energia.

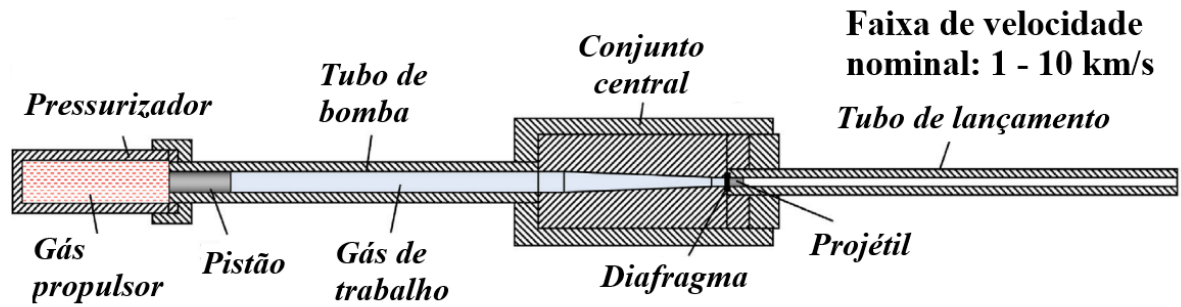
### 2.6.1 Tecnologias de lançamento de hipervelocidade

Para reproduzir o regime de hipervelocidade (acima de 3 km/s), é utilizado pistolas de gás leve (LGG), amplamente empregadas em laboratórios da NASA, ESA e institutos de pesquisa em balística. O princípio dessas pistolas consiste em usar a expansão rápida de gases leves, como o hidrogênio ou o hélio, para acelerar pequenos projéteis metálicos ou não metálicos em tubos de lançamento (Swift, 2005).

#### 2.6.1.1 Pistola de gás leve de dois estágios (2SLGG)

As 2SLGG foram desenvolvidas originalmente com base em um sistema híbrido de gás comprimido e pólvora, e são amplamente utilizadas em experimentos que exigem velocidades moderadas, entre 2 e 8 km/s. O esquema de funcionamento deste equipamento é apresentado na Figura 17, onde se observa o estágio de compressão do gás leve pelo pistão. Avanços recentes incorporaram a propulsão por detonação de gás misto, permitindo maior controle do impulso e melhor repetibilidade dos testes de impacto (Rogers *et al.*, 2024).

Figura 17 – Esquema de uma 2SLGG

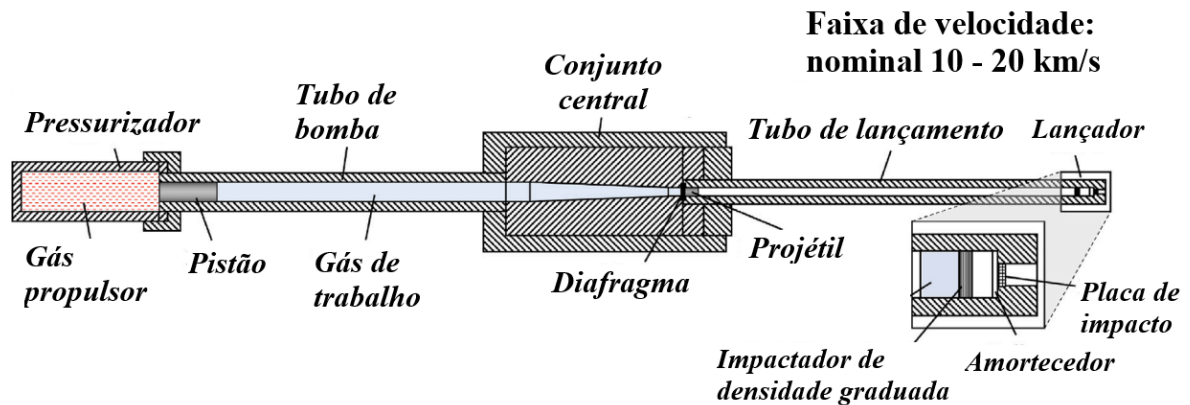


Fonte: adaptado de Rogers et al. (2024).

### 2.6.1.2 Pistola de gás leve de três estágios (3SLGG)

Para impactos mais energéticos, são utilizadas as 3SLGG, ilustradas na Figura 18, capazes de atingir velocidades superiores a 10 km/s. Essa tecnologia permite simular as condições mais críticas de colisão entre detritos e espaçonaves, e é essencial para testar materiais avançados, como compósitos metal-cerâmicos e ligas de alumínio reforçadas (Piekutowski, 2010).

Figura 18 – Esquema de uma 3SLGG



Fonte: adaptado de Rogers et al. (2024).

O aprimoramento contínuo dessas tecnologias, aliado à expansão de instalações especializadas, tem impulsionado o desenvolvimento de novos materiais e conceitos estruturais de proteção. Isso garante que os resultados dos testes laboratoriais representem com maior fidelidade as condições reais do ambiente orbital (Rogers et al., 2024).

## 2.6.2 Técnicas de medição e análise dos fenômenos de impacto

O avanço nas tecnologias de lançamento de projéteis foi acompanhado pelo desenvolvimento de métodos de medição capazes de capturar com precisão os fenômenos de impacto. Esses sistemas permitem avaliar as propriedades físicas e a resposta estrutural dos materiais frente à fragmentação e à dissipação de energia durante o impacto (Ren *et al.*, 2025).

As técnicas de análise de fragmentação e nuvem de detritos são utilizadas para caracterizar a dispersão de partículas, a distribuição de massa e o padrão de impacto sobre a parede traseira. Essa caracterização é fundamental para compreender a capacidade do escudo de reduzir a energia residual e mitigar danos estruturais (Ren *et al.*, 2025).

A instrumentação transiente avançada integra três métodos principais de aquisição de dados: câmeras de alta velocidade, testes ópticos transitórios e medições magnéticas. Segundo Ren *et al.* (2025), a câmera de alta velocidade registra o comportamento dinâmico do material e a evolução da nuvem de detritos, enquanto o teste óptico transiente fornece dados sobre temperatura e radiação, permitindo avaliar fusão e vaporização dos materiais. Por fim, a medição magnética transiente captura sinais de carga e radiação no instante do impacto, complementando o diagnóstico físico do fenômeno.

A combinação dessas tecnologias experimentais fornece uma compreensão completa dos processos de fragmentação, fusão e dissipação de energia que ocorrem durante o impacto. Esses resultados são essenciais para validar modelos numéricos e aprimorar o projeto de escudos de proteção espacial (Ren *et al.*, 2025).

## 2.7 MODELOS CONSTITUTIVOS E SIMULAÇÃO NUMÉRICA

A análise numérica do desempenho de escudos Whipple sob impactos de hipervelocidade depende da correta representação do comportamento mecânico dos materiais. Para isso, são utilizados modelos constitutivos que descrevem as respostas dos metais, cerâmicos e compósitos sob elevadas taxas de deformação, altas temperaturas e pressões extremas (Ren *et al.*, 2025).

O Método de Elementos Finitos (FEA) foi inicialmente aplicado ao impacto de hipervelocidade, utilizando algoritmos como Lagrange e Euler. O algoritmo de

Lagrange apresenta vantagens na eficiência computacional, mas falha ao lidar com as grandes deformações do material, enquanto o algoritmo de Euler, embora resolva a deformação, enfrenta dificuldades na identificação de fraturas e limites de fragmentos (Zhang *et al.*, 2015).

Para superar as deficiências do FEA, métodos sem malha (meshless) foram adotados, com destaque para a Hidrodinâmica de Partículas Suavizadas (SPH). O SPH resolve o problema da distorção da malha, mas seu alto número de partículas em estruturas complexas reduz a eficiência computacional e dificulta a identificação dos limites dos detritos (Ren *et al.*, 2025).

A solução atual mais aplicada é o algoritmo de acoplamento adaptativo FEA-SPH, que substitui elementos FEA falhados por partículas SPH. Este método híbrido é particularmente adequado para simular materiais anisotrópicos, como os compósitos de fibra, combinando a precisão do FEA com a capacidade do SPH de modelar a falha e a fragmentação (Ren *et al.*, 2025).

### 2.7.1 Modelos de resistência e falha (Johnson-Cook e Johnson-Holmquist)

Para metais dúcteis, como o alumínio e o titânio, é amplamente utilizado o modelo Johnson–Cook (JC) apresentado por Johnson e Cook (1985), que considera os efeitos da deformação plástica, da taxa de deformação e da temperatura na resistência do material. Esse modelo é descrito pela Equação 1:

$$\sigma = (A + B\varepsilon^n)(1 + C \ln \dot{\varepsilon}^*)(1 - T^{*m}) \quad (1)$$

onde:

- $\sigma$  é a tensão de escoamento;
- $\varepsilon$  é a deformação plástica;
- $\dot{\varepsilon}^*$  é a taxa de deformação normalizada;
- $T^{*m}$  é a temperatura normalizada;
- $A$ ,  $B$ ,  $C$ ,  $n$  e  $m$  são constantes do material.

Esse modelo permite prever com boa precisão o comportamento dinâmico de ligas metálicas sob impactos severos, sendo amplamente validado em ensaios de

hipervelocidade. Ele é especialmente útil para materiais estruturais de escudos Whipple, onde a dissipação plástica de energia desempenha papel essencial na absorção do impacto (Ren *et al.*, 2025).

Para materiais frágeis, como cerâmicas e compósitos cerâmico-metálicos, é aplicado o modelo Johnson–Holmquist (JH-2), que descreve a evolução da tensão equivalente e da danificação sob altas pressões. O modelo relaciona a resistência dinâmica com a pressão hidrostática e o dano acumulado, permitindo simular o colapso e fragmentação do material sob impacto extremo (Johnson; Holmquist, 1992).

Esses modelos combinados oferecem uma representação realista do comportamento multicomponente dos escudos Whipple, capturando desde a deformação plástica inicial até a falha catastrófica do material. Assim, a modelagem constitutiva se torna essencial para prever o desempenho e otimizar o projeto de novos sistemas de proteção espacial (Ren *et al.*, 2025).

### **2.7.2 Equações de estado (EOS)**

Além dos modelos constitutivos, as EOS descrevem a relação entre pressão, densidade e energia interna dos materiais sob regimes de compressão extrema. Elas são fundamentais para representar o comportamento termodinâmico de metais e cerâmicos durante a fusão e vaporização causadas pelos impactos de hipervelocidade (Ren *et al.*, 2025).

Entre os modelos disponíveis, a Gray EOS apresenta uma formulação analítica mais simples e abrangente, capaz de descrever os três estados da matéria, além das regiões bifásicas de transição entre fusão e vaporização. Por essa razão, ela tem sido amplamente utilizada em simulações numéricas de impactos espaciais, oferecendo excelente precisão na previsão de comportamento termodinâmico sob condições extremas (Ren *et al.*, 2025).

Esse modelo permite calcular com precisão as variações de pressão e temperatura durante o impacto, servindo como base para prever fusão local e erosão em escudos multicamadas. Sua aplicação é indispensável para estudos numéricos de alta fidelidade que buscam otimizar a eficiência dos materiais de proteção espacial (Ren *et al.*, 2025).

### 3 METODOLOGIA

Para resolver a problemática relacionada à proteção de espaçonaves contra impactos hipervelozes de MMOD, estabeleceu-se como objetivo da pesquisa apresentada neste trabalho, identificar e analisar por meio de uma revisão bibliográfica os materiais utilizados em sistemas de proteção espacial. Para atingir tal objetivo foi utilizada uma metodologia de revisão crítica sobre os materiais utilizados em sistemas de proteção de espaçonaves contra impactos hipervelozes de MMOD. A pesquisa foi desenvolvida com base em uma abordagem qualitativa, fundamentada em uma revisão bibliográfica e análise de materiais, e o objetivo principal foi avaliar as propriedades de resistência e dissipação de energia dos materiais e a viabilidade de sua aplicação na proteção de espaçonaves.

A pesquisa é caracterizada como aplicada e de natureza qualitativa, pois busca a solução de problemas específicos relacionados à segurança de espaçonaves (Borges; Medeiros; Farias, 2019). A revisão bibliográfica foi a principal ferramenta de coleta de dados, com base em material publicado como artigos científicos, livros e relatórios técnicos, enfatizando os avanços e as propostas mais recentes de materiais e tecnologias de proteção contra impactos de MMOD.

#### 3.1 LEVANTAMENTO BIBLIOGRÁFICO E ANÁLISE CRÍTICA DOS MATERIAIS

A primeira etapa da pesquisa foi uma revisão bibliográfica sistemática, utilizando o método SSF para garantir uma busca rigorosa e sem viés (Borges *et al.*, 2019). O levantamento foi realizado em bases de dados acadêmicas relevantes, como Scopus e NASA, com foco em materiais usados em sistemas de proteção espacial, como ligas metálicas e compósitos avançados.

A revisão seguiu as diretrizes do SSF, garantindo a validade dos resultados, com cada etapa documentada e justificada teoricamente (Borges *et al.*, 2019). Durante o processo, o foco foi mantido nos materiais mais inovadores, como compósitos de alta resistência, metálicos e materiais híbridos, testados para proteção espacial.

Para a análise crítica dos materiais, este trabalho estabeleceu o artigo de Ren *et al.* (2025) como a principal fonte de fundamentação teórica e dados de desempenho. A escolha se deu por este artigo consolidar, de forma abrangente e

atualizada, os experimentos e as discussões sobre os mecanismos de falha, vantagens e desvantagens dos diversos materiais e estruturas de proteção (escudos Whipple, Bumper-Stuffer, etc.). O processo de análise concentrou-se na extração dos dados comparativos e dos mecanismos de proteção de cada material, que serviram de base para a discussão detalhada no Capítulo 2.

### 3.2 AVALIAÇÃO COMPARATIVA DE DESEMPENHO DOS MATERIAIS EM ESCUDOS WHIPPLE

A etapa final da metodologia consistiu na avaliação comparativa do desempenho dos materiais empregados em escudos Whipple, tomando como base os resultados experimentais e numéricos revisados. Essa análise visou identificar as propriedades mais relevantes para a dissipação de energia e absorção de impacto, considerando os diferentes regimes de velocidade e os mecanismos de falha observados.

A comparação entre os materiais foi estruturada a partir de parâmetros físicos e funcionais, incluindo densidade, resistência à compressão e tração, módulo de elasticidade, tenacidade à fratura, limite de escoamento e eficiência balística, baseados nos estudos feitos por Ren *et al.* (2025). Esses critérios permitiram distinguir o desempenho relativo de ligas metálicas leves, cerâmicas de alta dureza e compósitos híbridos sob as mesmas condições de impacto.

Os dados foram analisados qualitativamente e quantitativamente, observando-se a capacidade de cada material de conter ou fragmentar o projétil antes de atingir a parede traseira. Nos casos em que os artigos forneceram curvas de penetração, pressão de impacto ou diâmetro de cratera, tais dados foram normalizados para viabilizar comparações diretas entre diferentes estudos e configurações de escudo.

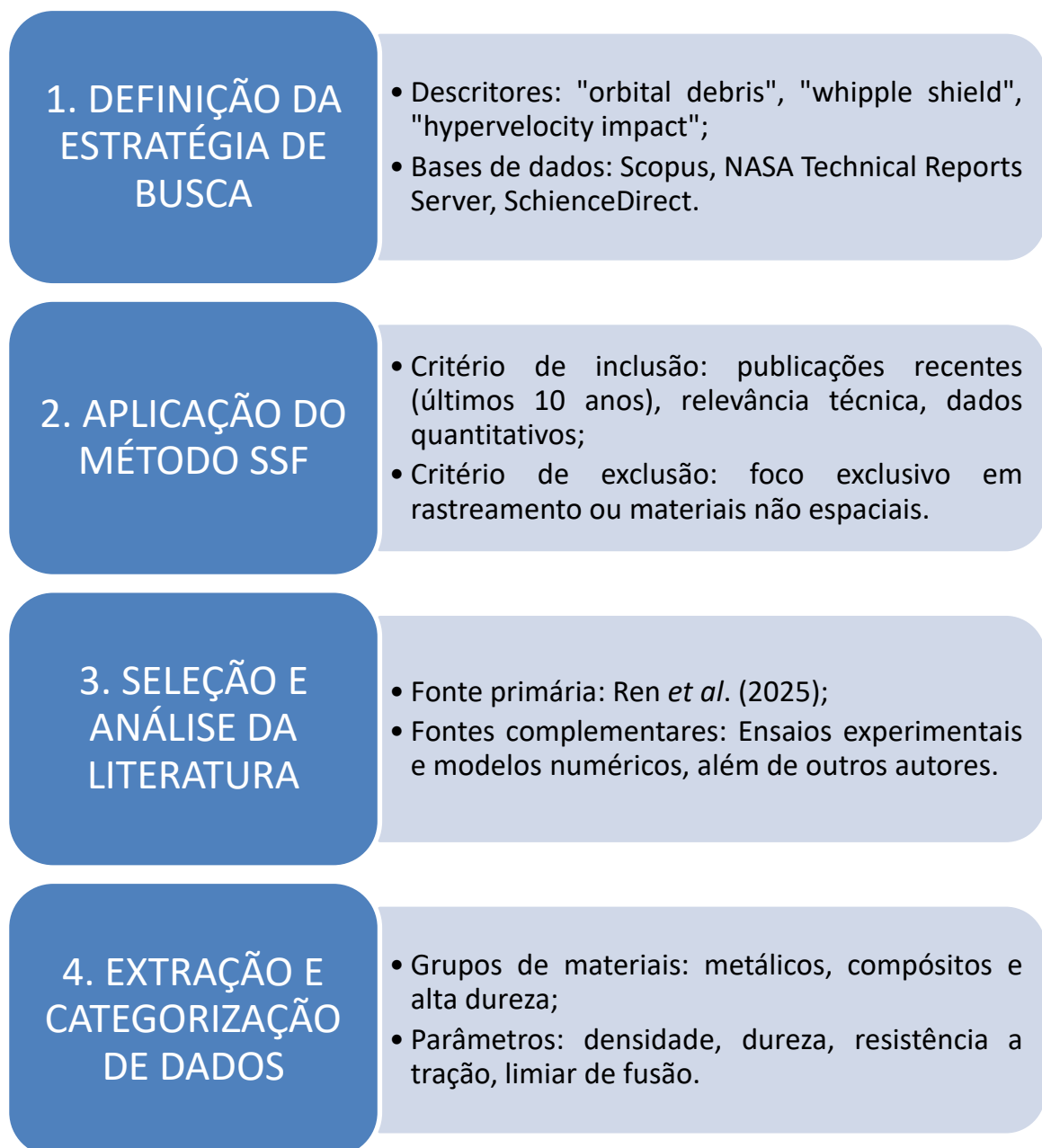
Além das propriedades mecânicas, foram avaliados fatores secundários, como custo de fabricação, densidade superficial e compatibilidade térmica entre camadas, que influenciam na viabilidade de aplicação dos materiais em missões espaciais de longo prazo. Essa abordagem assegura que a seleção dos materiais mais promissores não se baseie apenas em desempenho estrutural, mas também em critérios de eficiência e sustentabilidade de projeto.

Por fim, os resultados comparativos foram organizados para avaliar como cada material (ligas metálicas, compósitos e materiais de alta dureza) atende aos sete

critérios de seleção estabelecidos por Ren *et al.* (2025) e sintetizados no Quadro 3. Esses parâmetros formaram a base para as discussões apresentadas no Capítulo 4 – RESULTADOS E DISCUSSÃO, permitindo estabelecer uma correlação entre as propriedades dos materiais e sua eficácia em escudos Whipple.

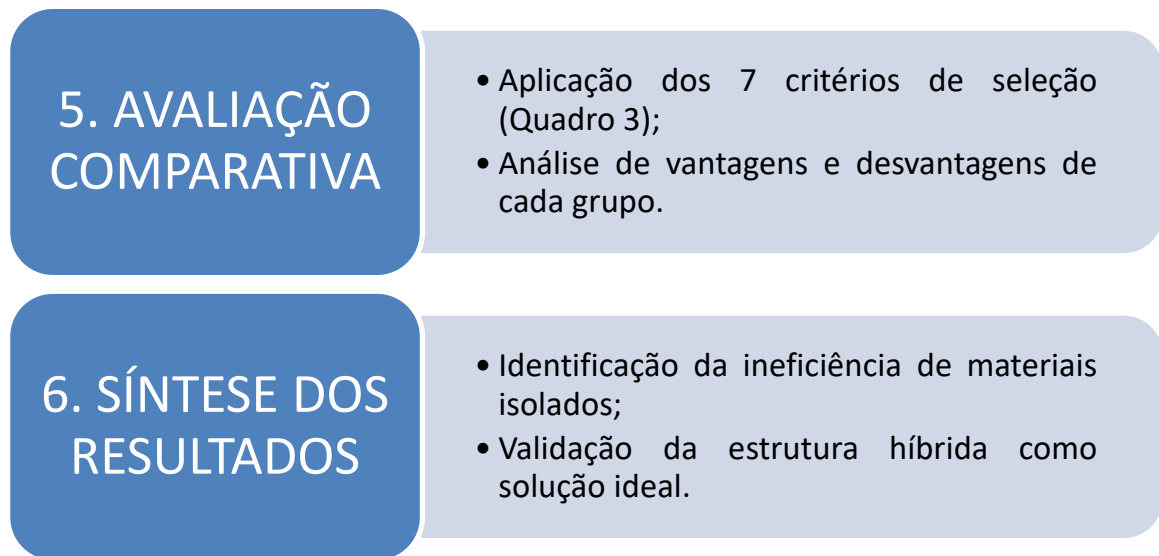
Para garantir a reprodutibilidade e a clareza do processo de revisão, as etapas percorridas desde a definição dos termos de busca até a síntese dos resultados estão ilustradas no fluxograma da Figura 19.

Figura 19 – Fluxograma da metodologia de revisão bibliográfica e análise de dados



(continua)

Figura 19 – Fluxograma da metodologia de revisão bibliográfica e análise de dados (continuação)



Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

A etapa inicial definição da estratégia de busca, estabeleceu os alicerces do levantamento bibliográfico. Foram selecionados descritores em inglês, como *orbital debris* e *whipple shield*, combinados por operadores booleanos para refinar os resultados em bases de dados de impacto, como *Scopus* e *ScienceDirect*.

Na sequência, a etapa de aplicação do método *Systematic Search Flow* (BORGES et al., 2019), garantiu a qualidade das fontes. Utilizando o método *SSF*, foram aplicados critérios de inclusão, priorizando publicações dos últimos 10 anos com dados quantitativos, e de exclusão, descartando estudos focados apenas em rastreamento ou materiais não espaciais.

A etapa de seleção e análise da literatura consolidou a base teórica. O artigo de revisão de Ren *et al.* (2025) foi estabelecido como a fonte estruturante, complementada por estudos específicos que validam os materiais através de ensaios experimentais e modelos numéricos.

Com as fontes definidas, procedeu-se à etapa de extração e categorização de dados. Nesta fase, as informações técnicas foram organizadas em grupos de materiais (metálicos, compósitos e de alta dureza) e parâmetros críticos (densidade, dureza, limiar de fusão) foram tabulados para permitir a comparação direta.

A análise crítica ocorreu na etapa de avaliação comparativa, onde os materiais foram submetidos à comparação de desempenho: os sete critérios de seleção

estabelecidos no Quadro 3. Esta etapa permitiu identificar as limitações dos materiais tradicionais e as vantagens das novas propostas.

Por fim, o processo culminou na etapa de síntese dos resultados, que integrou as análises anteriores para concluir sobre a ineficiência dos materiais isolados e validar a superioridade das estruturas híbridas, respondendo diretamente aos objetivos do trabalho.

## 4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Neste capítulo, apresenta-se a análise crítica dos materiais revisados, aplicando a metodologia de avaliação comparativa descrita no Capítulo 3. Os dados de propriedades físicas e mecânicas, compilados na Seção 2.5 (Quadros 5, 6 e 7), foram processados para permitir uma comparação visual e quantitativa entre as três classes principais de materiais: ligas metálicas, compósitos e materiais de alta dureza.

A discussão é orientada pelos sete critérios de seleção estabelecidos por Ren *et al.* (2025) e apresentados no Quadro 3, com foco na identificação das vantagens competitivas e limitações críticas de cada grupo para aplicações em escudos Whipple.

### 4.1 ANÁLISE COMPARATIVA DAS PROPRIEDADES FÍSICAS

Para avaliar o potencial de desempenho, foram selecionados três parâmetros críticos que influenciam diretamente o mecanismo de proteção em hipervelocidade: a densidade (impacto no peso de lançamento), a dureza/módulo (capacidade de estilhaçamento) e a resistência à tração (capacidade de absorção de energia).

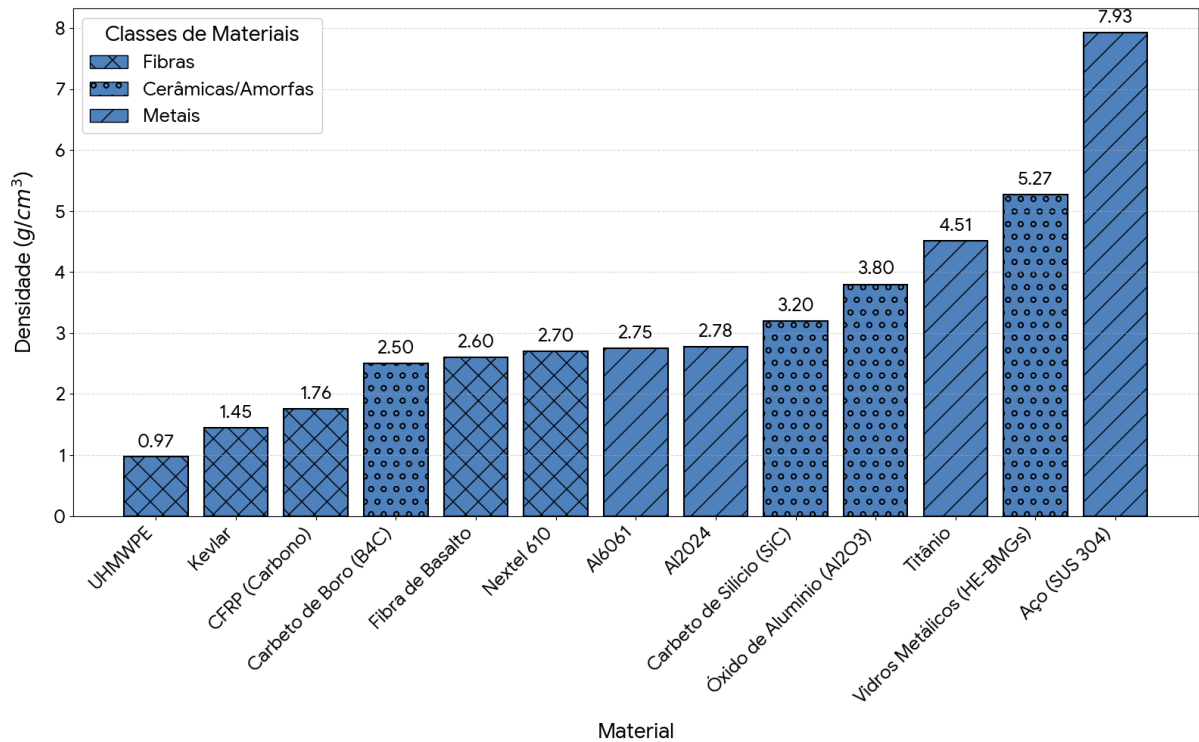
#### 4.1.1 Densidade e eficiência de peso

O critério de baixa densidade (critério C do Quadro 3) é fundamental para maximizar a espessura do escudo sob restrições de massa. Em projetos espaciais, onde a massa de lançamento é restrita, materiais menos densos permitem a construção de camadas de impacto (bumpers) mais espessas sem penalizar o peso total do sistema.

Para uma análise inicial da eficiência de peso, o Gráfico 4 apresenta um comparativo global da densidade absoluta de todos os materiais revisados.

A análise global revela uma disparidade significativa entre as classes de materiais. O aço (SUS 304), destaca-se negativamente como o material mais pesado, sendo quase três vezes mais denso que o alumínio. No outro extremo, as fibras poliméricas, lideradas pelo UHMWPE, demonstram um potencial de leveza inigualável, oferecendo densidades inferiores à da água.

Gráfico 4 – Comparativo global de densidade entre os materiais de proteção



Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

Para visualizar a eficiência de peso relativa, a análise foi segmentada por classes de materiais, conforme apresentado no Gráfico 5.a, b e c. As fatias representam a densidade de cada material em relação ao grupo, facilitando a identificação dos componentes mais leves e mais pesados de cada categoria.

Gráfico 5.a, 5.b e 5.c – Distribuição de densidade por classe de material

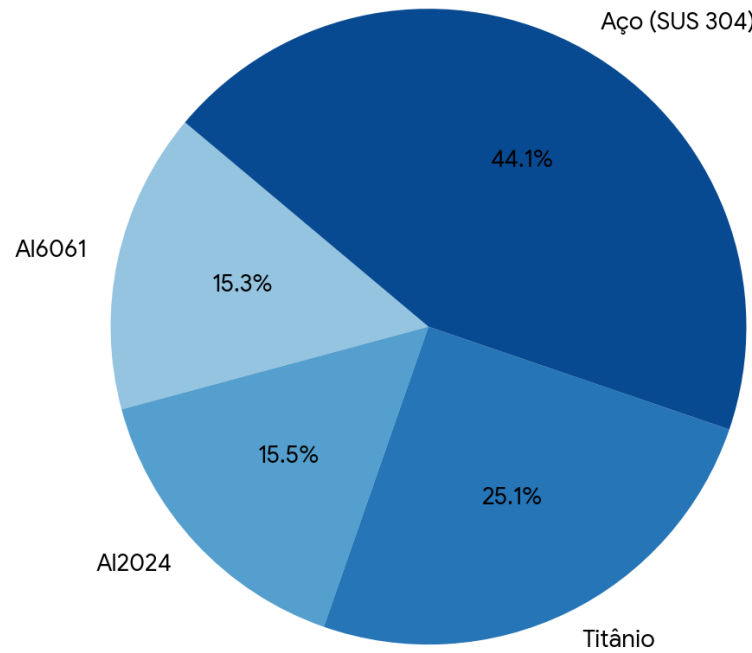


Gráfico 5.a – Metais.

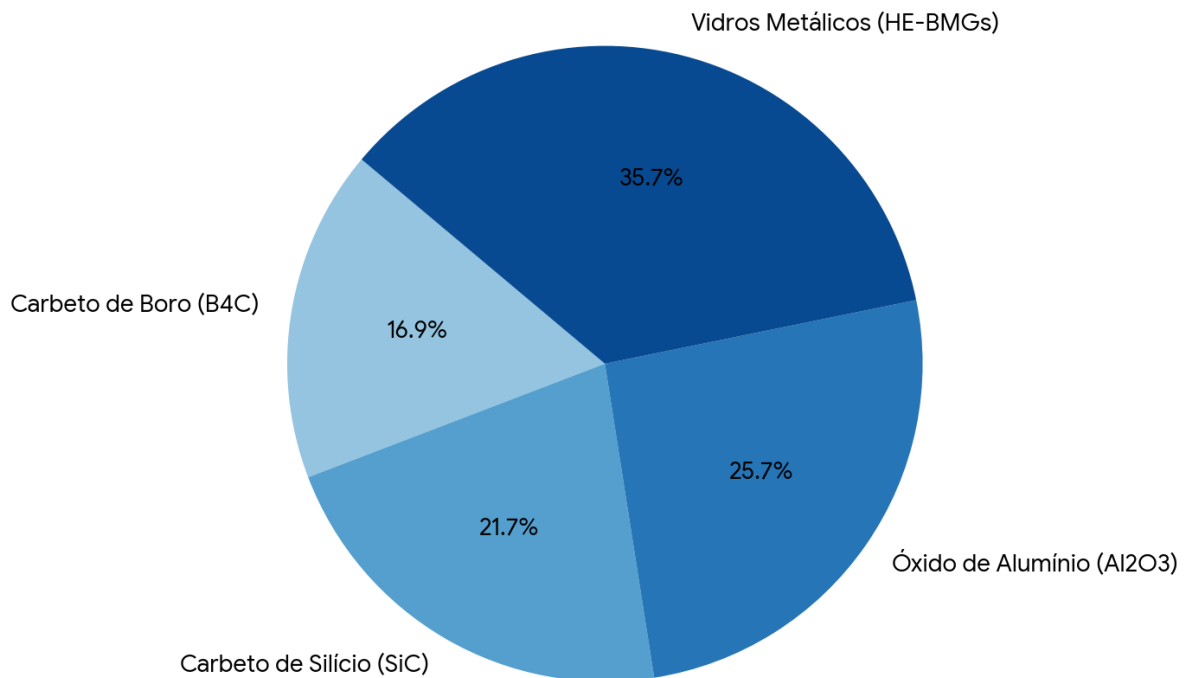
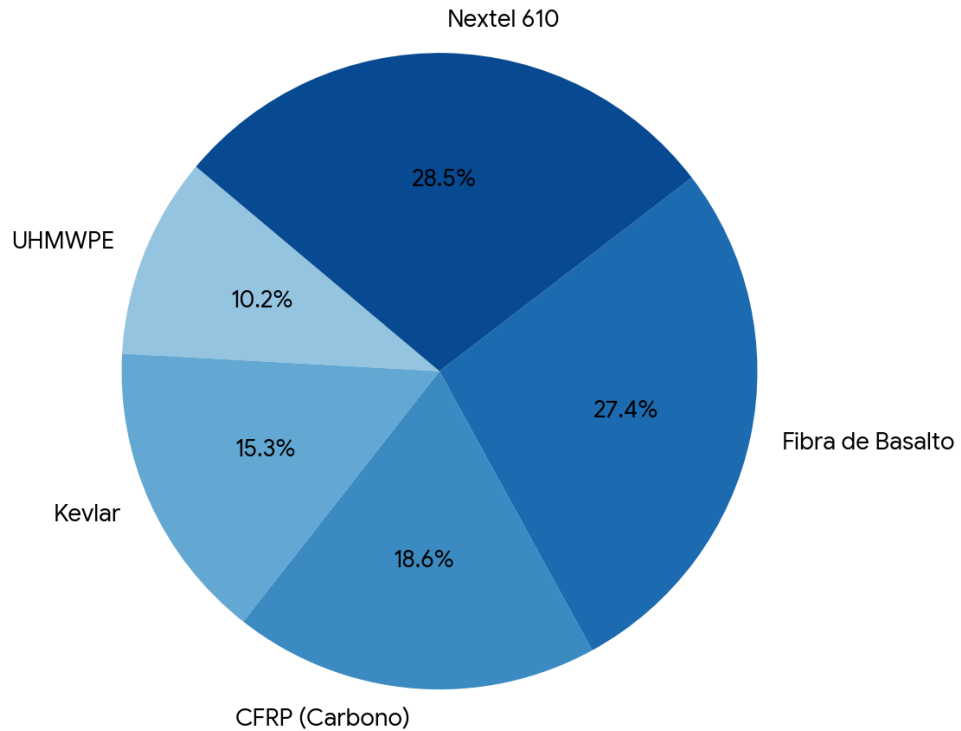


Gráfico 5.b – Cerâmicas/Amorf.



#### 5.c – Fibras.

Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

A análise do Gráfico 5.a, b e c evidencia que, no grupo dos metais, o aço e o titânio apresentam densidades elevadas que restringem sua aplicação a camadas muito finas, reduzindo a eficiência na interação com a onda de choque. Entre as cerâmicas, o Carbetto de Boro (B4C) destaca-se como um candidato ideal para a camada de impacto (*bumper*), unindo alta dureza com uma densidade inferior à do alumínio. Por fim, as fibras poliméricas confirmam sua vocação para o preenchimento de volume com baixo peso, especificamente o UHMWPE e o Kevlar, que oferecem uma vantagem significativa para as camadas de absorção final.

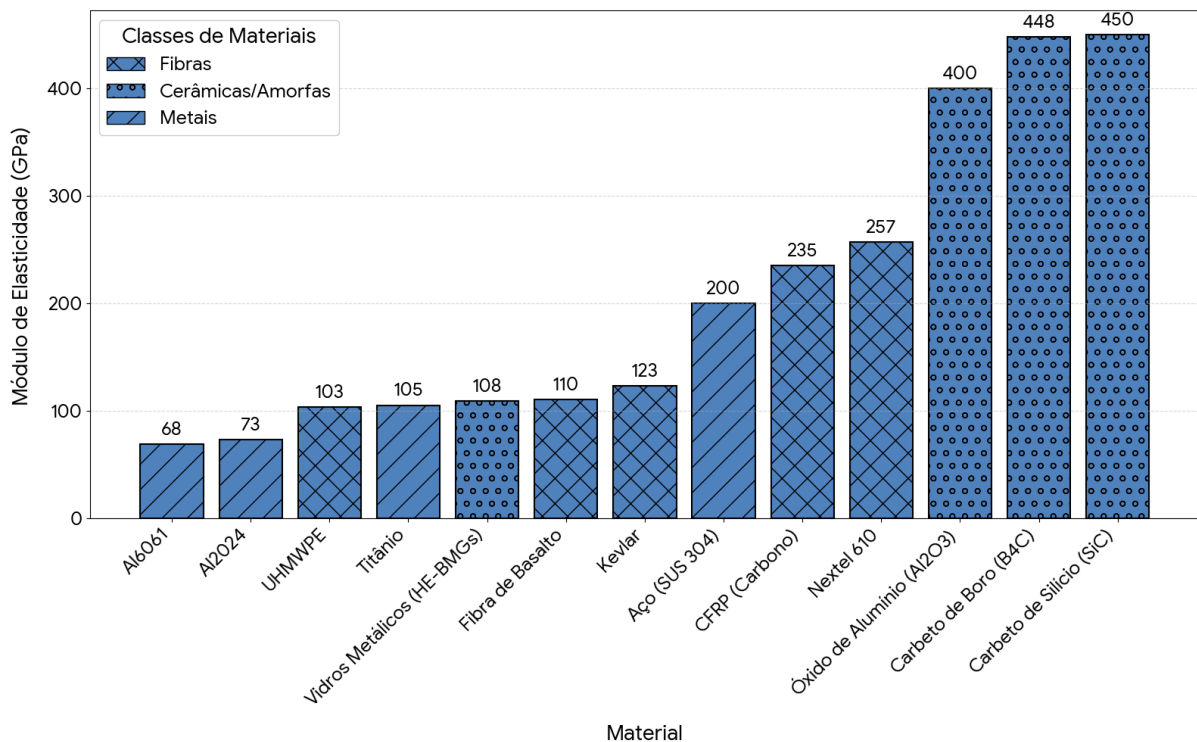
#### 4.1.2 Dureza e capacidade de estilhaçamento

O critério de alto módulo e alta dureza (critério B do Quadro 3) é o parâmetro decisivo para a seleção do material da primeira camada de impacto (*bumper*). Em um impacto de hipervelocidade, a pressão da onda de choque gerada é diretamente proporcional à impedância de choque do material, que por sua vez é função da densidade e do módulo de elasticidade. Portanto, materiais com maior módulo

induzem pressões de choque mais elevadas, maximizando a fragmentação, fusão e gaseificação do projétil (REN *et al.*, 2025).

Para avaliar essa capacidade, o Gráfico 6 apresenta um comparativo global do Módulo de Elasticidade (GPa) dos materiais revisados.

Gráfico 6 – Comparativo global de Módulo de Elasticidade entre os materiais de proteção

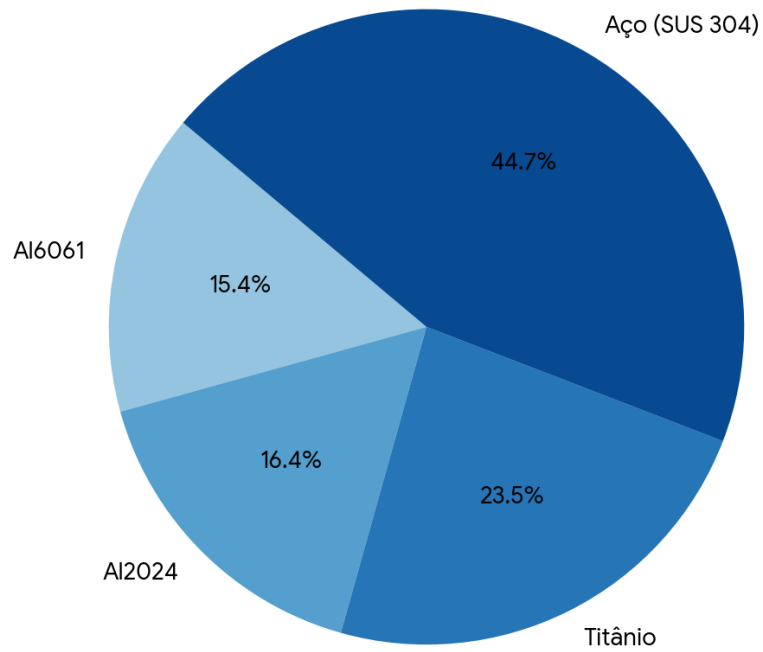


Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

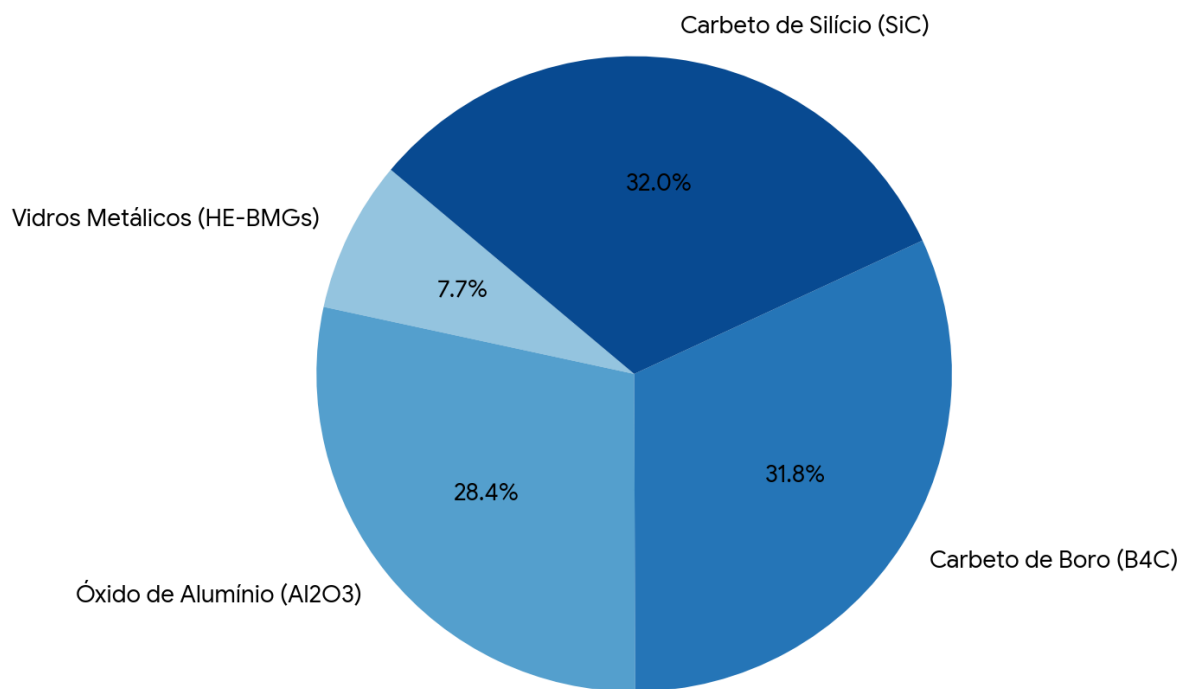
A análise global evidencia a superioridade das cerâmicas avançadas. O Carbetto de Silício (SiC) e o Carbetto de Boro (B<sub>4</sub>C) lideram com módulos de 450 GPa e 448 GPa, respectivamente, valores muito superiores aos metais tradicionais como o Alumínio e o Titânio. Essa rigidez extrema é o que permite a ativação do mecanismo de derrota de interface, forçando o projétil a se comportar como um fluido e se pulverizar na superfície do escudo.

Para uma análise detalhada das alternativas dentro de cada classe, a distribuição do módulo de elasticidade é apresentada nos Gráficos 7.a, b e c.

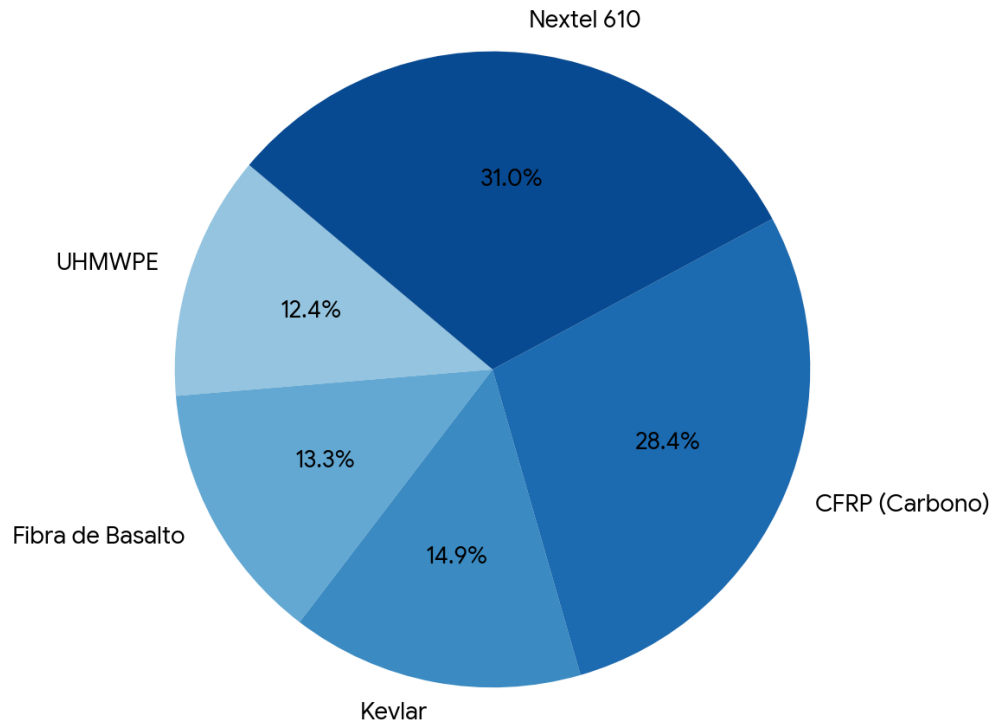
Gráfico 7.a, 7.b e 7.c – Distribuição de módulo de elasticidade



7.a – Metais.



7.b – Cerâmicas/Amorfos.



### 7.c – Fibras.

Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

A análise do Gráfico 7.a, b e c revela alguns pontos importantes, começando pelo grupo de cerâmicas e ligas amorfas. Este segmento é dominado pelas cerâmicas de alta performance, como o Carbetto de Boro (B<sub>4</sub>C), Carbetto de Silício (SiC) e Óxido de Alumínio (Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>), que detêm as maiores fatias de rigidez. Em contrapartida, as Ligas Amorfas (HE-BMGs), embora inovadoras devido à sua tenacidade, apresentam um módulo significativamente inferior, próximo de 108 GPa. Esse valor é comparável ao do Titânio, sugerindo que tais ligas podem não ser tão eficientes quanto as cerâmicas puras na geração de ondas de choque de alta pressão inicial.

No grupo das fibras, o Nextel 610 e a Fibra de Carbono destacam-se com módulos elevados, entre 230 e 257 GPa, superando até mesmo o aço. Essa característica justifica o uso do Nextel como a primeira camada do recheio em escudos *Stuffed Whipple*, onde sua função é propiciar um segundo choque nos fragmentos que ultrapassaram a primeira barreira. Já o Kevlar e o UHMWPE possuem módulos menores, o que direciona sua função principal para a absorção de energia por deformação, e não para o choque.

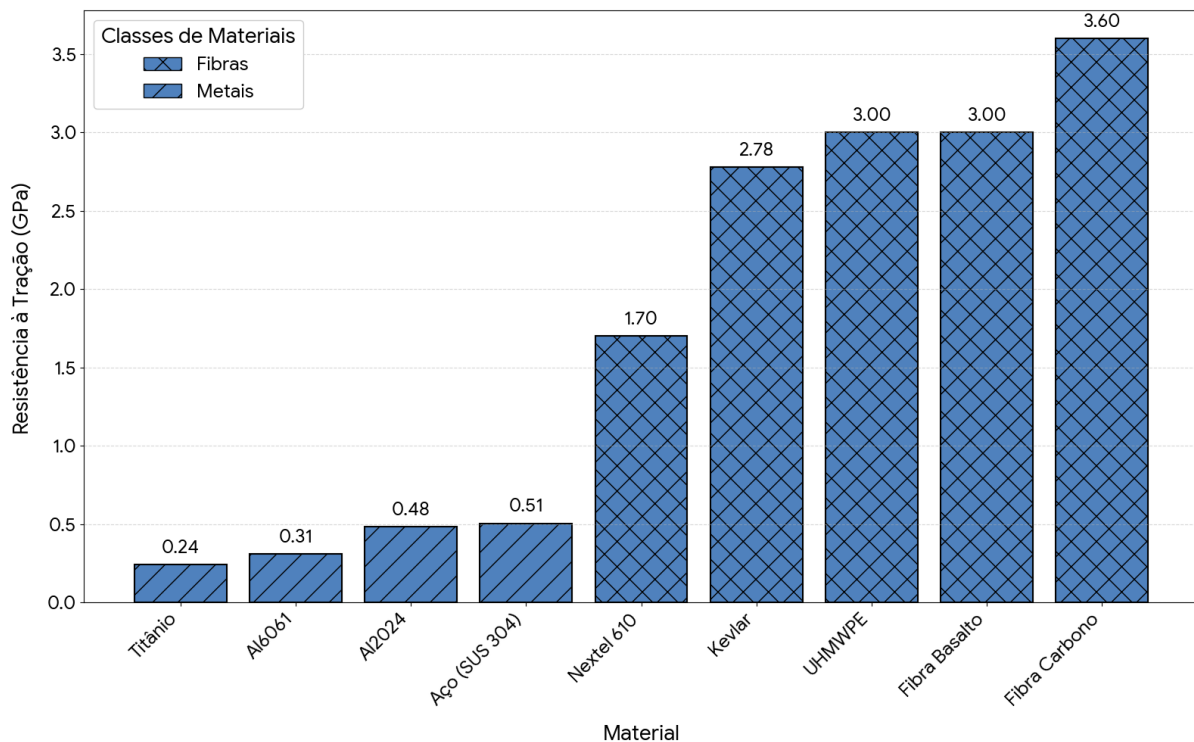
Por fim, a análise dos metais demonstra que o aço (SUS 304) possui o maior módulo (200 GPa), porém sua alta densidade torna sua aplicação proibitiva. O alumínio, apesar de ser o material mais utilizado, apresenta o menor módulo do grupo, o que confirma sua ineficiência em estilhaçar projéteis mais densos ou velozes se empregado como camada única.

#### 4.1.3 Resistência à tração e absorção de energia

O critério de alta resistência à tração (critério A do Quadro 3) é importante para as camadas intermediárias e posteriores do escudo. Após a fragmentação inicial do projétil, a nuvem de detritos se expande e impacta o restante da estrutura. Neste momento, o material deve ser capaz de sofrer grandes deformações e absorver a energia cinética residual sem falhar catastróficamente (REN *et al.*, 2025).

Para comparar essa capacidade, o Gráfico 8 apresenta a resistência à tração dos metais e fibras revisados. As cerâmicas foram excluídas desta análise específica devido à sua natureza frágil e baixa resistência à tração.

Gráfico 8 – Comparativo global de resistência à tração entre metais e fibras

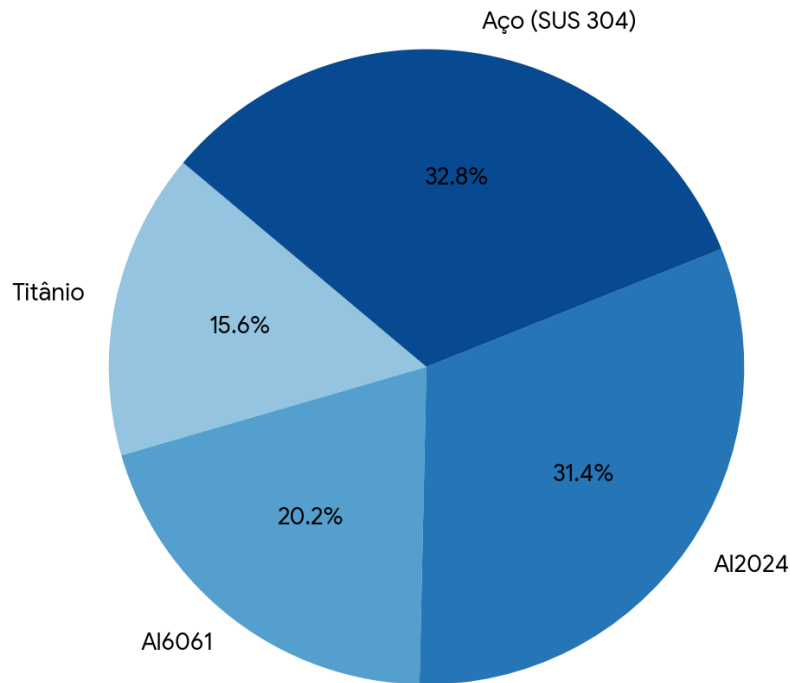


Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

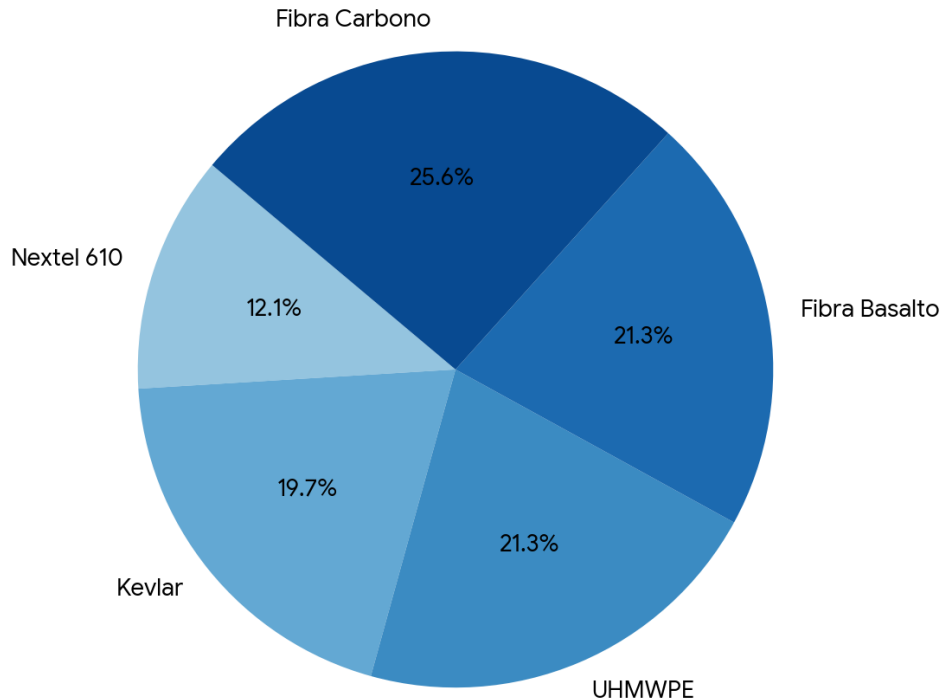
A análise global revela que as fibras poliméricas e de carbono dominam completamente o gráfico. A Fibra de Carbono atinge 3,60GPa e o UHMWPE chega a 3,00GPa. Em comparação, os metais tradicionais parecem insignificantes. O aço, mesmo sendo o metal mais resistente do grupo, alcança apenas 0,50GPa, enquanto o titânio fica em 0,24GPa. Isso demonstra que, para a função de rede de captura de detritos, as fibras são, de longe, a única opção viável.

Para entender a hierarquia dentro de cada grupo, a distribuição de resistência é detalhada nos gráficos setoriais do Gráfico 9.a e 9.b.

Gráfico 9.a e 9.b – Distribuição de resistência à tração por classe



9.a – Metais.



9.b – Fibras.

Fonte: Elaborado pelo autor (2025).

A análise das fibras revela que, embora a Fibra de Carbono possua a maior resistência absoluta, sua baixa capacidade de alongamento (apenas 1,3%, conforme Quadro 7) a torna menos eficiente para absorver impacto do que o Kevlar ou o UHMWPE. Estes últimos materiais combinam uma alta resistência com maior ductilidade, o que é crucial para a função de captura. Já o Nextel 610, com resistência menor, é utilizado em escudos híbridos não apenas pela sua resistência à tração, mas principalmente pela sua capacidade de causar um segundo choque no projétil devido à sua natureza cerâmica.

No que tange aos metais, o aço supera o alumínio em resistência absoluta, mas, conforme discutido na seção 4.1.1, sua penalidade de peso é proibitiva para a maioria das aplicações. O alumínio (Al2024) apresenta uma resistência de 0,48GPa, o que é adequado para funções estruturais de suporte, mas insuficiente para parar uma nuvem de detritos de hipervelocidade sem exigir uma espessura de escudo impraticável.

## 4.2 AVALIAÇÃO DOS MECANISMOS DE FALHA

Além das propriedades numéricas quantitativas, a análise qualitativa dos mecanismos de falha revela limitações críticas que são decisivas para a segurança da missão e que corroboram a insuficiência dos materiais tradicionais.

As Ligas Metálicas, embora apresentem um comportamento dúctil equilibrado, falham no cumprimento do critério de nenhuma produção de fragmentos duros (Critério D). A análise da literatura indica que, ao serem impactadas em hipervelocidade, placas monolíticas de alumínio ou titânio geram uma nuvem de detritos contendo estilhaços sólidos secundários. Esses fragmentos adicionais aumentam a letalidade da nuvem antes que ela atinja a parede traseira. Além disso, o alto limiar de fusão desses metais exige velocidades de impacto extremas para que a transição de fase sólido para gás ocorra de forma eficiente.

Os Compósitos de Colmeia, amplamente utilizados em estruturas de satélites devido à leveza, apresentam uma vulnerabilidade geométrica severa conhecida como efeito de canal. Conforme ilustrado na Figura 10, as paredes celulares da colmeia impedem a expansão radial da nuvem de detritos, canalizando o fluxo de energia diretamente para uma área concentrada da parede traseira. Esse fenômeno anula a vantagem da baixa densidade, tornando a colmeia inadequada para a função de *bumper* primário em regiões de alto risco.

Em contraste, os Tecidos de Fibra destacam-se por cumprir plenamente o critério de segurança contra fragmentos secundários. Seu mecanismo de falha envolve o desfibramento, alongamento e ruptura dúctil dos fios, permitindo a absorção de energia cinética sem a criação de novos projéteis sólidos. Essa característica valida o uso de fibras como a última linha de defesa antes da parede de pressão da espaçonave.

## 4.3 SÍNTESE: A CONFIGURAÇÃO HÍBRIDA OTIMIZADA

A integração das análises física e mecânicas demonstra que nenhum material isolado atende satisfatoriamente a todos os sete critérios de seleção estabelecidos. A solução otimizada reside, portanto, na configuração híbrida, tipicamente aplicada nos escudos Whipple Recheado (SW) e de Múltiplas Camadas.

A configuração mais eficiente identificada pela análise comparativa combina:

1. Camada de Impacto (*Bumper*): Deve ser composta por materiais de Alta Dureza (Critério B), especificamente cerâmicas como B<sub>4</sub>C ou SiC, ou compósitos metal-cerâmicos. Sua função exclusiva é maximizar o choque inicial para pulverizar o projétil através do mecanismo de derrota de interface, superando a limitação de dureza dos metais tradicionais;

2. Camada de Enchimento (*Stuffing*): Deve ser composta por múltiplas camadas de Tecidos de Fibra de alta resistência e baixa densidade (Kevlar, Nextel ou UHMWPE). Sua função é desacelerar e capturar a nuvem de detritos expandida, compensando a fragilidade da cerâmica frontal e atendendo aos critérios de leveza (Critério C) e ausência de fragmentos (Critério D).

Esta arquitetura utiliza a sinergia dos materiais, onde a fragilidade da cerâmica é compensada pela tenacidade da fibra, resultando em um sistema de proteção capaz de mitigar ameaças de tamanho centimétrico com a menor penalidade de peso possível para a missão.

## 5 CONCLUSÃO

O presente trabalho teve como objetivo geral avaliar os materiais de escudos para proteção de veículos espaciais contra o impacto de hipervelocidade de MMOD, identificando as soluções mais eficientes para minimizar danos estruturais e aumentar a segurança das missões.

Para atingir este objetivo, foi realizada uma revisão bibliográfica crítica da literatura, que permitiu cumprir todas as etapas específicas propostas. Inicialmente, o trabalho classificou os MMOD e analisou as consequências físicas dos impactos de hipervelocidade. Em seguida, identificou e descreveu detalhadamente os materiais utilizados nos escudos Whipple, desde as ligas metálicas tradicionais até os compósitos e os materiais de alta dureza. A metodologia estabeleceu os padrões experimentais e os modelos de simulação que validam o desempenho desses materiais.

A análise dos resultados permitiu apontar as vantagens e limitações de cada material, respondendo ao objetivo final da pesquisa. Verificou-se que materiais tradicionais, como as ligas de alumínio, embora leves e de baixo custo, são insuficientes para proteger contra projéteis de tamanho centimétrico. A principal desvantagem identificada foi a geração de fragmentos secundários sólidos e o alto limiar de velocidade necessário para a absorção de energia térmica (fusão e gaseificação).

Adicionalmente, identificou-se que os compósitos estruturais em colmeia (honeycomb), apesar de sua leveza, apresentam uma vulnerabilidade geométrica severa conhecida como efeito de canal, que concentra a energia do impacto e compromete a eficácia do escudo.

Conclui-se que a proteção mais eficiente contra impactos de hipervelocidade não advém de um único material, mas de uma estrutura híbrida, conforme aplicado nos escudos SW e de MB. A configuração ideal, validada pelos dados de desempenho, utiliza materiais de alta dureza, especificamente cerâmicas como o Carbetto de Boro (B<sub>4</sub>C) e o Carbetto de Silício (SiC) ou ligas amorfas, na primeira camada de impacto (bumper). Estes materiais são eficazes em estilhaçar o projétil através do mecanismo de derrota de interface, gerando uma nuvem de detritos menos penetrante.

Posteriormente, tecidos de fibra de alta resistência e baixa densidade, como Kevlar e Nextel e, notavelmente, o polietileno de ultra-alto peso molecular (UHMWPE), empregados como camadas de enchimento, mostraram-se essenciais para interceptar essa nuvem de detritos. A principal vantagem desses tecidos é a capacidade de absorver a energia residual sem gerar novos fragmentos sólidos, reduzindo drasticamente o dano à parede traseira da espaçonave.

Este trabalho cumpriu seus objetivos ao identificar a superioridade dos escudos híbridos, que utilizam a sinergia entre materiais frágeis de alta dureza e materiais tenazes de baixa densidade. Para trabalhos futuros, sugere-se o aprofundamento em materiais emergentes que não foram o foco desta revisão, como os materiais que liberam energia (reativos), e os materiais com gradiente de impedância, mencionados na literatura revisada. Além disso, recomenda-se a validação dos modelos constitutivos através de simulações numéricas aplicadas a essas novas configurações híbridas, visando otimizar a relação massa-desempenho para futuras missões espaciais.

## REFERÊNCIAS

ALFÈ, D. et al. Melting curve of materials: theory versus experiments. **Journal of Physics, Condensed Matter**, v. 16, p. S973–S982, 2004.

AMOS, J. Space harpoon skewers orbital debris. **British Broadcasting Corporation**, 2019. Disponível em: <https://www.bbc.com/news/science-environment-47252304>. Acesso em 15 oct. 2024.

BORGES, R.; MEDEIROS, D.; FARIAS, L., O uso do método SSF para o desenvolvimento da revisão bibliográfica em trabalhos de conclusão de curso em engenharias IV. *In: XLVII CONGRESSO BRASILEIRO DE EDUCAÇÃO EM ENGENHARIA E II SIMPÓSIO INTERNACIONAL DE EDUCAÇÃO EM ENGENHARIA. Anais...* Fortaleza, 17 a 20 de setembro de 2019. Disponível em: <https://wiki.sj.ifsc.edu.br/images/c/c1/DiegoMedeiros-ArtigoOrientados3.pdf>. Acesso em: 21 nov. 2024.

CAREY, W. C. et al. Hubble Space Telescope Micrometeoroid and Debris Post Flight Analysis. *In: CAREY, W. C. (Ed.). Space Applications Services (SAS), Technical and Final Report*, ESA contract 10830/94/NL/JG, setembro de 1995.

COUR-PALAIS, B. G.; CREWS, J. L. A multi-shock concept for spacecraft shielding. **International Journal of Impact Engineering**, v. 10, p. 135-146, 1990.

EUROPEAN SPACE AGENCY. **Types of orbits**. 2020. Disponível em: [https://www.esa.int/Enabling\\_Support/Space\\_Transportation/Types\\_of\\_orbits](https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Types_of_orbits). Acesso em: 24 ago. 2025.

EUROPEAN SPACE AGENCY. **Esa's annual space environment report**. Darmstadt: ESA, 2025. Relatório Técnico GEN-DB-LOG-00288-OPS-SD, v. 9.0.

FANG, Y. *et al.* Effects of deorbit evolution on space-based pulse laser irradiating centimeter-scale space debris in LEO. **Acta Astronaut**, v. 165, n. 12, p. 184-190, 2019.

FANG, Y. Influence rules of ground-based laser active removing centimeter-sized orbital debris in LEO. **Optik**, v. 170, n. 10, p. 210-219, 2018.

HUANG, X. et al. Amorphous alloy reinforced Whipple shield structure. **International Journal of Impact Engineering**, v. 42, p. 1-10, 2012.

IYER, K. A. et al. Hypervelocity Impact Response of Ti-6Al-4V and Commercially Pure Titanium. **Procedia Engineering**, v. 58, p. 127-137, 2013.

JOHNSON, G. R.; COOK, W. H. Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures. **Engineering Fracture Mechanics**, v. 21, n. 1, p. 31-48, 1985.

JOHNSON, G. R.; HOLMQUIST, T. J. A Computational Constitutive Model for Brittle Materials Subjected to Large Strains, High Strain Rates, and High Pressures. *In: MEYERS, M. A.; MURR, L. E.; STAUDHAMMER, K. P. (Eds.). Shock Wave and*

**High-Strain-Rate Phenomena in Materials**. 1. ed. New York: CRC Press, 1992. p. 309-317.

KANG, P. et al. Modification of the critical projectile diameter of honeycomb sandwich panel considering the channeling effect in hypervelocity impact. **Aerospace Science and Technology**, v. 29, p. 413-425, 2013.

KE, F. W. et al. Study of reducing the congregating effect of honeycomb structure on debris cloud. **Acta Astronautica**, v. 170, p. 145-153, 2020.

KEARSLEY, A. T. et al. Impacts on Hubble Space Telescope solar arrays: Discrimination between natural and man-made particles. **Advances in Space Research**, v. 35, p. 1254-1262, 2005.

KESSLER, D. J.; COUR-PALAIS, B. Collision frequency of artificial satellites: the creation of a debris belt, **JGR Space Physics**, v. 83, n. A6, p. 2637–2646, 1978.

KHAZAIE, M.; ESLAMI-FARSANI, R.; SAEEDI, A. Evaluation of repeated high velocity impact on polymer-based composites reinforced with basalt and Kevlar fibers. **Materials Today Communications**, v. 17, p. 76-81, 2018.

KHOMICH, Y.; SHAKHMATOV, V.; SVIRIDOV, N. Laser-optical technologies for space debris removal. **Acta Astronautica**, v. 226, n. 1, p. 78-85, 2025.

MOUSSI, A. et al. Hypervelocity impacts on HST solar arrays and the debris and meteoroids population. **Advances in Space Research**, v. 35, p. 1243-1253, 2005.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Handbook for limiting orbital debris**. 2012. Disponível em: [https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/Baseline/1/nasa-hdbk-871914\\_baseline\\_with\\_change\\_1.pdf](https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/Baseline/1/nasa-hdbk-871914_baseline_with_change_1.pdf). Acesso em: 15 nov. 2024.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Orbital debris program office**. 2018. Disponível em: [https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2018/12/692076main\\_orbital\\_debris\\_management\\_and\\_risk\\_mitigati\\_on.pdf?emrc=e20460](https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2018/12/692076main_orbital_debris_management_and_risk_mitigati_on.pdf?emrc=e20460). Acesso em: 16 nov. 2024.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Orbital debris program office**. 2020. Disponível em: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/photo-gallery/>. Acessado em: 25 nov. 2024.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Orbital debris quartely News**. 2013. Disponível em: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/newsletter/pdfs/ODQNV17i1.pdf>. Acesso em: 23 nov. 2024.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Orbital debris quartely News**. v. 28, n. 3, p. 10, 2024. Disponível em: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/quarterly-news/pdfs/ODQNV28i3.pdf>. Acessado em: 25 nov. 2024.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. **Suited for spacewalking educator guide**. 1998. Disponível em: [https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2009/07/188970main\\_Micrometeoroids\\_Space\\_Debris.pdf?emrc=eb](https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2009/07/188970main_Micrometeoroids_Space_Debris.pdf?emrc=eb)

ND+. Astronautas chineses sofrem colisão grave, ficam presos no espaço e podem não voltar à Terra. **ND Mais**, Florianópolis, 5 nov. 2025. Disponível em: <https://ndmais.com.br/ciencia-e-espaco/astronautas-chineses-sofrem-colisao-grave-ficam-presos-no-espaco-e-podem-nao-voltar-a-terra/>. Acesso em: 6 nov. 2025.

PRODANOV, C.; FREITAS, E. **Metodologia do trabalho científico: métodos e técnicas da pesquisa e do trabalho acadêmico**. 2. ed. Novo Hamburgo: Feevale, 2013.

REN, S. *et al.* Review of bumper materials for spacecraft shield against orbital debris hypervelocity impact. **Defence Technology**, v. 45, p. 137-177, 2025.

ROGERS, J. A. *et al.* The pursuit of hypervelocities: A review of two-stage light gas gun aeroballistic ranges. **International Journal of Impact Engineering**, v. 185, e104861, 2024.

RYAN, S. *et al.* Hypervelocity Impact Performance of Open Cell Foam Core Sandwich Panel Structures. *In*: HYPERVELOCITY IMPACT SYMPOSIUM, Freiburg, 2010. **Anais...** Houston: Johnson Space Center, 2010. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20100005243>. Acesso em: 04 nov. 2025.

SCHONBERG, W. Protecting Earth-orbiting spacecraft Against micro-meteoroid/orbital debris impact damage using composite structural systems and materials: An overview. **Advances in Space Research**, v. 45, n. 1, p. 709-720, 2010.

SMIRNOV, N. *et al.* Space traffic hazards from orbital debris mitigation strategies. **Acta Astronautica**, v. 109, n. 4-5, p. 144-152, 2015.

SONG, Z. *et al.* Hypervelocity impact tests on a Whipple shield using a flyer plate in the velocity range from 4 km/s to 12 km/s. **International Journal of Impact Engineering**, v. 156, e103899, 2021.

SVOTINA, V. Spacecraft protection against man-made and natural space debris particles. **Acta Astronautica**, v. 225, n. 12, p. 538-555, 2024.

SWIFT, H. F. Light-Gas Gun Technology: A Historical Perspective. *In*: CHHABILDAS, L. C.; DAVISON, L.; HORIE, Y. (eds.). **High-Pressure Shock Compression of Solids VIII: High-Pressure Shock Compression of Condensed Matter**. Berlin: Springer, 2005. DOI: 10.1007/3-540-27168-6\_1.

UNITED NATIONS. **Technical report on space debris**. New York, 1999. Disponível em: [https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/UN\\_Report\\_on\\_Space\\_Debris99.pdf](https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/UN_Report_on_Space_Debris99.pdf). Acesso em: 24 ago. 2025.

VĂLEAN, C. *et al.* Mechanical characterization of lightweight foam-based sandwich panels. **Materials Today: Proceedings**, v. 45, p. 4166-4170, 2021.

WHIPPLE, F. L. Meteorites and space travel. **Astronomical Journal**, v. 52, p. 131, 1947.

ZHANG, X. et al. Element fracture technique for hypervelocity impact simulation. **Advances in Space Research**, v. 55, p. 2293-2304, 2015.