

UNIVERSIDAD DE INGENIERÍA Y TECNOLOGÍA
CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA



DISEÑO, ANÁLISIS Y SIMULACIÓN
COMPUTACIONAL DE UNA ARMADURA
LAMINADA PARA SU USO COMO BUMPER
EXTERNO DE ESCUDOS WHIPPLE RELLENOS

TESIS

Para optar el título profesional de Ingeniero Mecánico

AUTOR

Rodrigo David Loza Egoavil (ORCID: 0000-0003-3139-7429)

ASESOR

Mag. Ing. Omar Bejarano (ORCID: 0000-0003-4966-3131)

Lima – Perú

2022

Dedicatoria:

Comparto la alegría que me produce culminar mis estudios de la carrera de ingeniería mecánica con mi familia, amigos y docentes que aportaron positivamente en mi formación académica. Es a ellos a quienes les dedico esta tesis.

Agradecimientos:

A mi padre, a mi madre y a mi hermano. Me han acompañado toda la vida, me conocen mejor que nadie y siempre cuento con su apoyo. Estudié en UTEC gracias su esfuerzo y compromiso con mi formación académica. Su esfuerzo me dio oportunidades que en muchas ocasiones no supe aprovechar de la mejor manera. Al ingeniero Omar Bejarano Grández, un excelente profesional que se hizo responsable del asesoramiento de esta tesis. La realización de este presente trabajo no hubiese sido posible sin sus aportes, motivación y continuo asesoramiento. Estoy inmensamente agradecido por su ayuda. Recuerdo sus retadoras clases con una sonrisa.

TABLA DE CONTENIDO

| | Pág. |
|--|------|
| RESUMEN | 16 |
| ABSTRACT | 17 |
| INTRODUCCIÓN | 18 |
| CAPÍTULO I..... | 26 |
| MARCO TEÓRICO..... | 26 |
| 1.1. Desarrollo de escudos y armaduras..... | 26 |
| 1.2. Protección MMOD..... | 27 |
| 1.2.1. Escudos Whipple..... | 29 |
| 1.2.2. Escudos Whipple rellenos..... | 31 |
| 1.2.3. Escudos Multi-shock | 33 |
| 1.3. Conceptos balísticos | 34 |
| 1.3.1. Mecanismos de falla y penetración. | 35 |
| 1.3.1.1. Fractura cónica y penetración de cerámicos | 35 |
| 1.3.2. Ondas de esfuerzos..... | 40 |
| 1.3.2.1. Ondas elásticas | 41 |
| 1.3.2.2. Ondas inelásticas | 44 |
| 1.3.2.3. Ondas de choque | 44 |
| 1.3.2.4. Ecuaciones de Rankine-Hugoniot | 48 |
| 1.3.2.5. Cálculo de presiones ejercidas en un impacto | 49 |
| 1.3.2.6. Atenuación de esfuerzos en materiales cerámicos | 51 |
| 1.4. Ecuaciones de diseño y desempeño de escudos MMOD..... | 53 |

| | |
|--|----|
| 1.4.1. Escudos Whipple de aluminio..... | 54 |
| 1.4.2. Escudos Whipple de aluminio rellenos con Nextel/Kevlar | 56 |
| 1.5. Materiales..... | 57 |
| 1.5.1. Cerámicos..... | 57 |
| 1.5.2. Polímeros y materiales compuestos..... | 63 |
| 1.5.3. Adhesivos | 64 |
| 1.5.4. Relleno de escudos Whipple | 66 |
| 1.5.5. Armaduras Laminadas | 68 |
| 1.6. Ensayos de impactos a altas velocidades..... | 69 |
| 1.7. Simulaciones computacionales | 70 |
| 1.8. Entorno espacial y sus efectos..... | 74 |
| 1.8.1. Basura espacial..... | 75 |
| 1.8.2. Entorno térmico..... | 76 |
| 1.8.2.1. Temperaturas alcanzadas y ciclos térmicos | 76 |
| 1.8.2.2. Efectos de las temperaturas sobre distintos materiales..... | 79 |
| 1.8.2.3. Sistemas de protección térmica..... | 84 |
| CAPÍTULO II..... | 86 |
| METODOLOGÍA..... | 86 |
| 2.1. Diagrama de flujo de la metodología propuesta | 87 |
| 2.2. Etapa 1 | 87 |
| 2.2.1. Condiciones de impacto y entorno | 87 |
| 2.2.2. Lista de exigencias | 89 |
| 2.3. Etapa 2..... | 92 |
| 2.3.1. Diseño de un escudo Whipple relleno | 92 |

| | |
|---|-----|
| 2.4. Etapa 3..... | 89 |
| 2.4.1. Selección del número de capas y capas intermedias | 93 |
| 2.4.2. Cerámico a utilizar | 93 |
| 2.4.3. Adhesivo a utilizar | 96 |
| 2.4.4. Material de refuerzo a utilizar..... | 97 |
| 2.4.5. Armadura laminada propuesta..... | 98 |
| 2.4.6. Dimensionamiento de secciones cerámicas..... | 101 |
| 2.4.6.1. Cálculo de las presiones de impacto..... | 101 |
| 2.4.6.2. Transmisión de ondas de esfuerzos en las interfaces cerámico – adhesivo..... | 101 |
| 2.4.6.3. Atenuación de esfuerzos..... | 102 |
| 2.5. Etapa 4..... | 103 |
| 2.5.1. Programa de simulación a utilizar..... | 103 |
| 2.5.2. Creación del proyecto en ANSYS y configuración inicial..... | 105 |
| 2.5.3. Carga de data ingenieril..... | 105 |
| 2.5.4. Modelamiento de materiales que no se encuentran en la librería de ANSYS..... | 106 |
| 2.5.4.1. Modelamiento de compuesto Kevlar 29 – Epoxy | 107 |
| 2.5.4.2. Modelamiento de compuesto Nextel 312 – Epoxy | 107 |
| 2.5.5. Configuración del modelo | 108 |
| 2.5.6. Configuración en Autodyn..... | 109 |
| CAPÍTULO III | 110 |
| RESULTADOS | 110 |
| 3.1. Caracterización del entorno y requerimientos establecidos. | 110 |
| 3.2. Diseño de un escudo Whipple MMOD de aluminio..... | 121 |
| 3.3. Diseño de armadura laminada..... | 127 |

| | |
|--|-----|
| 3.3.1. Cálculo de esfuerzos producidos tras el impacto | 128 |
| 3.3.2. Esfuerzos transmitidos y reflejados en interfaces de las piezas cerámicas | 130 |
| 3.3.3. Dimensionamiento de las piezas cerámicas..... | 130 |
| 3.3.4. Espesor de piezas cerámicas y material de refuerzo: | 132 |
| 3.4. Simulaciones computacionales | 133 |
| 3.4.1. Simulación de impactos a escudo Whipple relleno..... | 134 |
| 3.4.2. Simulación de impactos a escudo Whipple relleno con con armadura laminada como bumper externo | 137 |
| 3.4.3. Comparación del desempeño de la armadura laminada y del bumper externo de aluminio..... | 139 |
| CONCLUSIONES | 146 |
| REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS..... | 149 |
| ANEXOS..... | 155 |

ÍNDICE DE TABLAS

| | Pág. |
|---|------|
| Tabla 1.1. Espaciamiento masa de escudos Whipple, Whipple relleno y Multi-shock ... | 34 |
| Tabla 1.2. Variación de la relación de esfuerzos transmitidos y esfuerzos reflejados respecto al esfuerzo incidente en función de la impedancia elástica del material | 43 |
| Tabla 1.3. Parámetros de ecuaciones de estado para desarrollar curvas de Hugoniot de distintos materiales | 49 |
| Tabla 1.4. Requerimiento de espaciamiento entre centros de secciones cerámicas para armaduras vehiculares | 62 |
| Tabla 1.5. Principales clases de resinas termo endurecibles..... | 64 |
| Tabla 1.6. Capacidad de los materiales para absorber energía de impacto | 66 |
| Tabla 1.7. Programas utilizados para simulación de impactos balísticos e información relevante de los mismos..... | 71 |
| Tabla 1.8. Cifras de basura espacial y objetos en órbita..... | 76 |
| Tabla 1.9. Tolerancias térmicas en los subsistemas de una nave..... | 84 |
| Tabla 2.1. Lista de exigencias..... | 91 |
| Tabla 2.2. Propiedades relevantes de materiales cerámicos considerados para la selección. Las propiedades del aluminio son listadas como punto de comparación..... | 95 |
| Tabla 2.3. Propiedades de interés de adhesivos tentativos | 96 |
| Tabla 2.4. Propiedades de interés de materiales de refuerzo tentativos | 97 |
| Tabla 2.5. Parámetros de modelo de elasticidad ortotrópica macro-homogeneo de material compuesto de Kevlar 29 – Epoxy..... | 97 |
| Tabla 2.6. Propiedades de interés de materiales de refuerzo tentativos | 98 |

| | |
|--|-----|
| Tabla 2.7. Evaluación de los materiales de refuerzo a considerar en base a sus propiedades mecánicas normalizadas en función de su densidad..... | 98 |
| Tabla 2.8. Soluciones propuestas a partir de la matriz morfológica | 100 |
| Tabla 2.9. Parámetros de modelo de elasticidad ortotrópica macro-homogeneo de material compuesto de Kevlar 29 - Epoxy | 107 |
| Tabla 3.1. Probabilidad de no penetración requerida para naves, telescopios y estaciones en distintos entornos..... | 115 |
| Tabla 3.2. Número de impactos en un cubo a una altitud de 400 km y una inclinación orbital de 51.6° | 119 |
| Tabla 3.3. Parámetros de escudos Whipple rellenos | 123 |
| Tabla 3.4. alternativas de escudos Whipple relleno propuestas..... | 126 |
| Tabla 3.5. Mediciones de Hugoniot de B_4C | 128 |
| Tabla 3.6. Energía cinética de la esfera de aluminio tras el impacto con el bumper externo y el material de relleno (Nextel y Kevlar) | 143 |

INDICE DE FIGURAS

| | Pág. |
|---|------|
| Figura 1.1. Estructura monolítica frente a un impacto a velocidades orbitales | 27 |
| Figura 1.2. Esquema de escudo Whipple, Whipple relleno y MultiShock..... | 28 |
| Figura 1.3.: Escudo Whipple | 29 |
| Figura 1.4. Diámetro crítico de proyectil de un escudo monolítico y escudo Whipple de masa equivalente en función a la velocidad de impacto..... | 30 |
| Figura 1.5. Escudo Whipple relleno..... | 31 |
| Figura 1.6. Comparativa del desempeño balístico de un escudo Whipple y Whipple relleno de densidad por área equivalente..... | 31 |
| Figura 1.7. Variación de la energía cinética de la partícula que impacta un escudo Whipple relleno en función del tiempo | 32 |
| Figura 1.8. Esquema de variantes de escudos Multi-Shock | 33 |
| Figura 1.9. Formación de una fractura cónica | 36 |
| Figura 1.10. Conos formados en alúmina (a) y un material de vidrio y cerámico (b) | 36 |
| Figura 1.11. Formación de una fractura cónica | 37 |
| Figura 1.12. Ángulo de vértice de fracturas cónicas en función del espesor relativo de la sección cerámica impactada y la relación entre su resistencia a la compresión y tensión | 39 |
| Figura 1.13. Efectos del coeficiente de Poisson sobre la fractura cónica de un material cerámico | 39 |
| Figura 1.14. Transmisión y reflexión de ondas elásticas | 42 |
| Figura 1.15. Propagación de ondas de choque producidas por el impacto de una esfera a velocidades orbitales | 46 |

| | |
|--|----|
| Figura 1.16. formación de nubes de escombros en función del espesor normalizado del material impactado y de la velocidad del impacto | 47 |
| Figura 1.17. Posibles formas de curvas de Hugoniot de distintos materiales..... | 49 |
| Figura 1.18. cálculo de presión de impacto con las curvas de Hugoniot del material impactado y del proyectil..... | 50 |
| Figura 1.19. Transmisión de ondas de esfuerzo en la estructura granular de un material cerámico..... | 51 |
| Figura 1.20. Variación de la magnitud de ondas de esfuerzo transmitidas en función de la distancia al origen de la onda incidente y de la densidad del material..... | 52 |
| Figura 1.21. Factor de atenuación en función del módulo elástico de un material cerámico y de su densidad | 53 |
| Figura 1.22: Formación de las fracturas cónicas y axiales cuando un cerámico es impactado por un proyectil | 58 |
| Figura 1.23. Relación entre el desempeño balístico de materiales cerámicos y la resistencia a la compresión efectiva normalizada | 59 |
| Figura 1.24. Área de protección efectiva de cerámicos de sección cuadrada y hexagonal | 60 |
| Figura 1.25. Profundidad de penetración en piezas cerámicas de S_iC y S_iC (Sinterización en fase líquida) en función a la proximidad al borde de la sección | 61 |
| Figura 1.26. Profundidad de penetración de piezas cerámicas en función de su tamaño. | 62 |
| Figura 1.27. Tipos de polímeros y sus propiedades | 63 |
| Figura 1.28: Sección transversal de una armadura laminada..... | 65 |
| Figura 1.29. Variación de los esfuerzos en el impacto a una armadura laminada | 66 |
| Figura 1.30: Configuraciones de algunos escudos Whipple rellenos utilizados en la ISS | 67 |
| Figura 1.31. Ejemplos de armaduras laminadas | 69 |

| | |
|--|-----|
| Figura 1.32. Evolución de la masa de basura espacial presente en las órbitas de la tierra | 75 |
| Figura 1.33. órbitas terrestres..... | 77 |
| Figura 1.34. Intercambio de calor con el entorno | 78 |
| Figura 1.35. Efectos de los choques térmicos sobre la resistencia a la flexión de Al_2O_3 | 81 |
| Figura 1.36. Efectos de choques térmicos de una diferencia de temperaturas de 600 °C sobre la resistencia a la flexión de varios cerámicos..... | 82 |
| Figura 1.37. Daño soportado por el material compuesto en función al tiempo y número de choques térmicos al cual fue expuesto | 83 |
| Figura 1.38. Implementación de aislamiento multicapas y escudos MMOD | 85 |
| Figura 1.39. Esquema de un MLI..... | 85 |
| Figura 2.1. Diagrama de flujo de la metodología a seguir..... | 87 |
| Figura 2.2. Diagrama de un escudo Whipple relleno | 92 |
| Figura 2.3. Matriz morfológica..... | 99 |
| Figura 2.4. Armaduras laminadas propuestas..... | 100 |
| Figura 2.5. Esquema del proyecto en Workbench 2021 R1 | 105 |
| Figura 2.6 representación esquemática de un material compuesto y un modelo macro-homogeneo equivalente | 106 |
| Figura 2.7 Modelo de material compuesto Nextel 312 – Epoxy | 108 |
| Figura 3.1. Número de satélites por órbita. Fuente: Elaboración propia a partir de | 111 |
| Figura 3.2. Perigeo y apogeo de satélites en la órbita baja de la tierra. Fuente: Elaboración propia a partir de..... | 111 |
| Figura 3.3. Configuración de ORDEM, introduciendo la información del entorno seleccionada. Fuente: Elaboración propia utilizando ORDEM 3.1.2 | 112 |
| Figura 3.4. Flujo de basura espacial por m^2 en función del diámetro de la partícula. Fuente: Elaboración propia utilizando ORDEM 3.1.2 | 113 |

| | |
|---|-----|
| Figura 3.5. Distribución de velocidades de basura espacial con un diámetro superior a los 10mm Fuente: Elaboración propia utilizando ORDEM 3.1.2 | 114 |
| Figura 3.6. Número de impactos acumulados en un arreglo de paneles solares en función de la masa del micro meteorito o escombros espacial | 117 |
| Figura 3.7. Probabilidad de impacto en la ISS..... | 118 |
| Figura 3.8. Funcionamiento de un escudo Whipple..... | 120 |
| Figura 3.9. E Daño en la pared posterior de un escudo Whipple con un bumper externo de B ₄ C/Al tras ser impactado por un proyectil a una velocidad de 4.8 km/s..... | 120 |
| Figura 3.10. Esquema del escudo Whipple obtenido a partir de las ecuaciones de diseño | 125 |
| Figura 3.11. Esquema del escudo Whipple obtenido a partir del uso de las ecuaciones de diseño y evaluación de desempeño | 127 |
| Figura 3.12. Cálculo de presiones generadas tras un impacto con un proyectil de aluminio a una velocidad de 15 km/s..... | 129 |
| Figura 3.13. Plano de sección cerámica hexagonal..... | 131 |
| Figura 3.14. Ensamblaje general de la armadura laminada propuesta | 132 |
| Figura 3.15. Mallado inicial en ANSYS Mechanical y generación de partes SPH en Autodyn | 133 |
| Figura 3.16. Impacto a escudo Whipple relleno a una velocidad de 8 km/s | 134 |
| Figura 3.17. Impacto a escudo Whipple relleno a una velocidad de 8 km/s | 134 |
| Figura 3.18. Esfuerzos generados en la pared posterior del escudo Whipple relleno durante el impacto a una velocidad de 8 km/s | 135 |
| Figura 3.19. Esfuerzos generados en la pared posterior del escudo Whipple relleno durante el impacto a una velocidad de 14 km/s | 136 |
| Figura 3.20. Impacto a escudo Whipple relleno con armadura laminada como bumper externo a una velocidad de 8 km/s | 137 |

| | |
|---|-----|
| Figura 3.21. Impacto a escudo Whipple relleno con armadura laminada como bumper externo a una velocidad de 14 km/s | 137 |
| Figura 3.22. Esfuerzos generados en la pared posterior del escudo Whipple relleno con una armadura laminada como bumper externo durante el impacto a una velocidad de 8 km/s | 138 |
| Figura 3.23. Esfuerzos generados en la pared posterior del escudo Whipple relleno con una armadura laminada como bumper externo durante el impacto a una velocidad de 14 km/s | 138 |
| Figura 3.24. Penetración de la armadura laminada y del bumper de aluminio..... | 139 |
| Figura 3.25. Impacto de la nube de escombros con la pared posterior..... | 140 |
| Figura 3.26. Esfuerzos ejercidos durante el impacto de la nube de escombros con la pared posterior teniéndose una velocidad relativa de impacto de 8 km/s..... | 141 |
| Figura 3.27. Esfuerzos ejercidos durante el impacto de la nube de escombros con la pared posterior teniéndose una velocidad relativa de impacto de 14 km/s..... | 141 |
| Figura 3.28. Variación de la energía cinética de la esfera de aluminio en función del tiempo | 142 |

ÍNDICE DE ANEXOS

| | Pág. |
|--|------|
| Anexo 1: Modelos de escombros especiales y micro meteoros utilizados por la NASA, ESA y otras agencias espaciales..... | 152 |
| Anexo 2: Plano de sección cerámica hexagonal de armadura laminada..... | 153 |
| Anexo 2: Plano Ensamblaje de armadura laminada..... | 154 |

RESUMEN

La creciente presencia de basura espacial que orbita la tierra trae consigo una mayor probabilidad de impacto con estructuras humanas puestas en órbita. Parte de esta consiste en partículas cuyo tamaño hace que su monitoreo no sea posible con las tecnologías actuales. Esto, sumado al número de partículas presentes, imposibilita realizar maniobras para evitarlas, resultando en impactos inminentes. Los daños que estos impactos pueden ocasionar posan una seria amenaza a la integridad de estructuras como satélites y estaciones espaciales, siendo los componentes o módulos presurizados los más vulnerables frente a estos impactos. Un crecimiento desenfrenado de la cantidad de basura espacial en órbita acompañado de una falta de medidas para soportar impactos inminentes y evitar impactos catastróficos podría resultar en un impedimento para la permanencia de estructuras humanas en órbita.

Esto es de conocimiento de agencias espaciales como lo son NASA, ESA, ROSCOSMOS y JAXA. Es por ello por lo que se elaboran modelos para describir y predecir la distribución de basura espacial y programas para asistir en el diseño de protección MMOD (MicroMeteoroid/OrbitalDebris). Adicionalmente se realizan coordinaciones entre múltiples agencias, todo esto motivado por la amenaza que presenta la basura espacial. En esta tesis se realiza el diseño de un bumper externo laminado para mejorar la fragmentación conseguida en los escudos actuales. En los escudos existentes el material utilizado es aluminio. La armadura laminada propuesta debe mejorar esta fragmentación y así reducir el abultamiento y otros daños a la plancha trasera del escudo.

PALABRAS CLAVES:

Ingeniería mecánica; impacto; balística; basura espacial; armadura; simulación computacional; SPH; hipervelocidad; MMOD.

ABSTRACT

DESIGN, ANALYSIS AND SIMULATION OF A LAMINATED ARMOUR AS A STUFFED WHIPPLE SHIELD'S EXTERNAL BUMPER

Esta tesis consiste en el diseño de una armadura laminada que pueda ser utilizada como bumper externo en escudos MMOD y en la realización de una serie de simulaciones computacionales para comparar su desempeño con el de un bumper externo de aluminio. Lo que se busca obtener es el diseño de una armadura laminada, cuya implementación como bumper externo mejore de manera cuantificable el desempeño de un escudo MMOD. Adicionalmente se busca conocer la interacción de la basura espacial con la configuración propuesta e identificar futuros trabajos a realizar para impulsar el desarrollo de estas tecnologías.

KEYWORDS:

Mechanical engineering; impact; ballistic; space debris; shield; computer simulation; SPH; hypervelocity; MMOD.

INTRODUCCIÓN

La era espacial inició el 4 de octubre del año 1957 con el lanzamiento de Sputnik 1, satélite de origen soviético que se convirtió en el primer satélite artificial en orbitar la tierra. Desde este primer lanzamiento, la presencia del hombre en el espacio se ha mantenido creciente. Esta ha traído muchos beneficios y avances en exploración espacial, telecomunicaciones, geolocalización, teledetección y más. Ha habido un total de 5560 lanzamientos de cohetes exitosos y se ha logrado colocar un total de 9600 satélites en órbita. De esos 9600 satélites, 5500 siguen en órbita y 2300 de ellos se encuentran operacionales. Se estima que la masa total que todos los objetos de origen humano que orbitan la tierra es de 8800 Ton [1]. Debido al contexto que se tenía hasta los años 90s, una mayoritaria proporción de los lanzamientos eran realizados por motivos de defensa o civiles. En los próximos años esto cambió, habiendo cada vez más lanzamientos con propósitos comerciales y de investigación científica. [2].

La creciente actividad humana en el espacio no ha traído únicamente avances tecnológicos y nuevas oportunidades de exploración. Una consecuencia no deseada de la creciente presencia del hombre en la órbita terrestre es la basura espacial. También referido como escombros espacial, es un término que se emplea para describir objetos de origen humano que, sin cumplir alguna función o estando actualmente inactivos, orbitan el planeta. Las naciones que más han contribuido a este problema son China, USA y Rusia. Siendo cada país responsable del 42%, 27.5% y 25.5% respectivamente [3]. Se tiene registro de 561 eventos que resultaron en fragmentación en órbita, Siendo las principales causas fallas de propulsión, anomalías y colisiones deliberadas, las cuales son producto de las pruebas de misiles antisatélite [2]. Un ejemplo de este tipo de colisiones fue la destrucción del satélite de origen chino FY-1C. La prueba resultó en más de 2,087 objetos rastreables y más de 35,000 objetos de diámetro mayor a 1cm, según estimaciones [4].

Un cuerpo que orbita la tierra siendo incapaz de escapar de sus efectos gravitatorios, enfrenta dos posibles destinos: reingresar a la atmósfera o colisionar con otro cuerpo en

órbita. Ambas alternativas suponen una amenaza distinta. Una colisión en la órbita del planeta no supone un problema únicamente por la posibilidad de que la colisión involucre a un satélite o estación espacial en funcionamiento. Una colisión entre dos objetos que pueden ser catalogados como basura espacial también resulta problemática. Esto es debido a que la colisión puede resultar en la fragmentación de los objetos, lo cual incrementa la cantidad de basura espacial y la posibilidad de futuras colisiones, las cuales también pueden resultar en fragmentación. Este proceso es conocido como síndrome de Kessler [5].

Los escombros espaciales pueden ser clasificados según su tamaño, aproximando su geometría a una esfera. El diámetro de los escombros más abundantes se encuentra en el rango de 1 mm-1 cm. Se estima que hay más de 128 millones de objetos de este tipo [1]. Lo que hace que la creciente presencia de basura espacial sea objeto de interés de agencias espaciales y de la comunidad científica en general, es la velocidad con la cual estos cuerpos orbitan la tierra. Dicha velocidad varía dependiendo de la órbita en la cual la basura espacial se encuentre. No es raro que estas partículas viajen a velocidades por encima de los 10 km/s. Estas velocidades orbitales tan elevadas suponen que incluso los objetos de menor tamaño poseen una energía cinética considerable. Impactos con dichos cuerpos pueden comprometer el funcionamiento de estructuras de origen humano como satélites, telescopios y estaciones espaciales.

Para hacerle frente a la problemática de la basura espacial, se distinguen dos tipos de soluciones: pasivas y activas. Entre las soluciones pasivas destaca el seguimiento por láser, radar, telescopios y sistemas Tether. La aplicación de este tipo de soluciones se ve limitada a monitorear objetos de diámetros mayores a 5-10 cm en la órbita baja de la tierra y 30-100 cm en órbitas de mayor altitud [5]. Haciendo seguimiento a estos objetos, es posible realizar maniobras para evitar encuentros cercanos y colisiones. El monitoreo de basura espacial es de alto interés para las agencias espaciales debido a que una colisión con objetos de tales dimensiones supondría daños catastróficos entre los objetos involucrados.

Las dimensiones de la gran mayoría de la basura espacial son ampliamente inferiores a las mencionadas y no es posible detectar tales objetos a distancia con las

tecnologías utilizadas en la actualidad. Al no poder monitorear dichos objetos, no es posible maniobrar para evitarlos y las colisiones son inminentes. Es para estos casos que se recurre a las soluciones activas. Las soluciones activas son el uso de escudos MMOD (Micrometeoroid/Orbital Debris). El propósito de estos escudos es proteger estructuras de impactos de micrometeoroides y basura espacial. Dichos impactos involucran energía cinética de magnitudes considerables. Por ejemplo, una partícula de aluminio de un diámetro de 1mm a una velocidad relativa de impacto de 15 km/s, trae consigo una energía cinética de aproximadamente 160 J. Lo que hace que detener exitosamente dichas partículas sea un reto, es que su energía cinética se encuentra concentrada en un área muy pequeña. Los escudos MMOD deben ser capaces de detener dichas partículas teniendo masas y dimensiones deseables. Entre dichos escudos se tiene al Whipple relleno [6]. Este tipo de escudo consiste en el uso de 2 secciones espaciadas. La primera sección (El bumper externo) tiene la responsabilidad de fragmentar el material y la segunda la de reducir la velocidad de los fragmentos, reduciendo así el daño a la estructura que se desea proteger. En los escudos Whipple tradicionales, la plancha que actúa como bumper externo y la plancha intermedia son de aluminio, Esto no sucede en los rellenos. En estos escudos, una combinación de Nextel ¹ y Kevlar es típicamente utilizada como material de relleno. Otros diseños de escudos utilizados son: Multishock, doble mallado, panel y esponja.

Los acercamientos para conocer la cantidad de basura espacial que no puede ser detectada no se han limitado a cálculos y simulaciones, también se han hecho experimentos. Uno de ellos, llevado a cabo por LDEF (NASA's Long Duration Exposure Facility) entre abril de 1984 y enero de 1990, consistió en recubrir la superficie externa de un satélite cilíndrico con planchas, dejando que este orbite la tierra. Tras haber orbitado la tierra un total de 32,422 veces, se documentaron más de 4,600 cráteres en los 130m² de la estructura. El tamaño de estos cráteres oscilaba entre 0.3mm-5mm, son producto de impactos con partículas que no pueden ser rastreadas. Posteriores investigaciones identificaron evidencia de otros 15,000 impactos [7]. Este experimento fue realizado hace

¹ Nextel: Tejido hecho a partir de fibras cerámicas como sílica

más de 30 años. De realizarse en el presente año, se esperaría detectar una mayor cantidad de impactos.

Con una creciente presencia de basura espacial, también crecen las probabilidades de que una nave impacte con esta. Hacia el año 2013 se estima que las probabilidades de que se dé un impacto con un objeto de diámetro mayor a 1 cm es del 50% - 67% por año [7]. Impactos con estos cuerpos no solo tienen el potencial de generar más basura espacial y afectar el funcionamiento de varias tecnologías en la tierra, también pueden generar pérdidas de riqueza considerables. Los impactos más severos, denominados impactos catastróficos, pueden presentar una pérdida de riqueza inmediata de 30 millones de dólares, valor que puede ascender a los 200 millones de dólares si se consideran los daños que se pueden ocasionar a otros objetos que se encuentra en la órbita baja [8].

Alcance

El alcance de esta tesis es el de proponer el diseño mecánico de una configuración de armadura laminada que pueda sustituir el uso de aluminio como bumper externo en escudos MMOD y simular computacionalmente impactos con basura espacial a velocidades orbitales. Los efectos del entorno como lo son los choques térmicos y la radiación serán considerados en el desarrollo de la investigación. Las simulaciones se realizarán utilizando el módulo de dinámica explícita de ANSYS y Autodyn. El desempeño de la configuración propuesta será evaluado utilizando criterios conocidos como lo son el diámetro crítico, la profundidad de penetración, la probabilidad de no penetración, el abultamiento en la pared posterior y la fragmentación del proyectil. La principal limitación de este trabajo de investigación es que los resultados obtenidos en las simulaciones no podrán ser comparados con ensayos reales propios, la realización de estos es costosa y escapa del alcance de la tesis. La validación de las simulaciones se realizará comparando los resultados con los obtenidos en otras simulaciones y pruebas reales.

Antecedentes

La protección contra proyectiles que viajan a altas velocidades en el espacio ha sido de interés desde antes del inicio de la era espacial. Esto se ve evidenciado en la concepción del escudo Whipple, la cual se dio en el año 1947. El escudo fue inicialmente propuesto para lidiar con las colisiones inevitables con micrometeoroides. En la actualidad sigue sirviendo ese propósito, sumando las colisiones con basura espacial. Muchas de las ecuaciones utilizadas para guiar el diseño de estos escudos y predecir su desempeño fueron desarrolladas en la década de los 60's [9]. Posteriormente se desarrollaron nuevas configuraciones de escudos, a la par de ecuaciones para guiar su diseño y caracterizar su desempeño. También se incorporó el uso de otros materiales como kevlar y nextel. Entre las ecuaciones de límite BLE (Ballistic Limit Equations), la capacidad de protección que se tiene en una configuración es dada por el tamaño crítico del proyectil (D_c). Este valor representa el tamaño que un proyectil viajando a una determinada velocidad tiene que tener para causar un daño considerable a la estructura que se desea proteger [10].

Los recientes trabajos de investigación se realizan en base a los diseños ya mencionados, El enfoque suele ser la propuesta de nuevos materiales, optimizaciones geométricas y pruebas de impacto reales. “Hypervelocity impact damage behavior of B4C/Al composite for MMOD shielding applications” [11] se enfoca en el desarrollo de un material compuesto de carburo de boro y aluminio y en pruebas de impacto a velocidades que van de 3 a 6 km/s. Como resultado de los experimentos realizados, se obtiene un incremento del 20% del tamaño crítico del proyectil en comparación a un escudo con un bumper externo de solo aluminio. Cada material que compone el material compuesto tiene un propósito. El carburo de boro ofrece una mejor fragmentación del proyectil comparado con el aluminio, el cual sirve el propósito de reducir el daño realizado por las ondas de choque.

“The Effect of front face confinement of the ballistic efficiency of AL₂O₃ tiles” es un estudio experimental cuyo enfoque está en los efectos que el confinamiento de un material cerámico por un material compuesto tiene en su desempeño balístico. Las pruebas

24 en este estudio fueron hechas con proyectiles viajando a una velocidad de 900 m/s. Esta velocidad es inferior a las que se tiene en la órbita del planeta. Las radiografías obtenidas en el experimento revelan que el proyectil sufre una mucho mayor deformación y erosión cuando impacta contra un cerámico restringido. Esto es porque el material compuesto fuerza una mayor interacción entre el proyectil y el cerámico [11]. Los efectos que el confinamiento del material cerámico tiene sobre la fragmentación del proyectil es algo que se busca aprovechar en el desarrollo de esta tesis.

“Sacrificial bumpers with a high impedance ceramic coating for orbital debris shielding: A preliminary experimental and numerical study”. Es un estudio en el cual se propone el uso de aluminio con recubrimiento en los bumpers externos de escudos Whipple. Se identifica que la impedancia de choque, propiedad que es definida como la capacidad de un material para generar presión bajo una carga de impacto, es importante en el diseño de bumpers. Entre los materiales considerados para el recubrimiento, destaca el carburo de silicio (SiC). Este material es el que presenta la mayor relación Impedancia/densidad, por lo cual es elegido para el recubrimiento. En los resultados del experimento y de los análisis numéricos se obtuvo el mismo resultado: La mejor fragmentación ofrecida por el recubrimiento de alta impedancia resulta en una reducción del daño en la plancha detrás del bumper. El abultamiento de la plancha trasera es reducido en un 12.5% en comparación con la configuración que únicamente utiliza aluminio [12]. En esta investigación se demuestra cómo es que la presencia de materiales cerámicos en escudos Whipple es beneficiosa, obteniendo una mejor fragmentación superior a la que es obtenida cuando se utiliza únicamente aluminio.

Justificación y Motivación

La presencia de escombros espaciales y el daño que estos pueden ocasionar a satélites y estaciones puestos en órbita, amenazan la permanencia de la actividad humana en el espacio. Las formas de lidiar con los escombros de menor tamaño, los cuales son imperceptibles, es el uso de escudos, entre ellos el escudo Whipple relleno. La justificación nace de la necesidad de obtener ventajas económicas y de desempeño balístico. El costo de

llevar 1 lb de material a la órbita terrestre es de 10,000\$, una reducción de masa ofrecerá una importante disminución de costos [13]. Otros beneficios económicos están presentes en evitar pérdidas de riqueza producto del daño que las estructuras que se desean proteger reciben. Actualmente no se utilizan armaduras laminadas como bumpers externos en escudos Whipple rellenos, se suelen utilizar planchas delgadas de aluminio. Esto se debe a que la implementación de un bumper de aluminio es simple y el material es ligero, lo cual resulta favorable para las misiones espaciales. Existen alternativas que ofrecen un mejor desempeño balístico que el de una plancha de aluminio. Las armaduras laminadas a proponer utilizarán materiales cerámicos y un material de refuerzo. Los materiales cerámicos tienen propiedades que ofrecen un mejor desempeño balístico, entre ellas: una mayor impedancia de choque, dureza, resistencia a la compresión y límite elástico de Hugoniot. El uso de estos materiales en armaduras laminadas para estas aplicaciones tiene un gran potencial que debe ser explorado. Las tecnologías detrás del desarrollo de armaduras están bastante enfocadas en aplicaciones militares. Esto se evidencia en las continuas innovaciones que ha habido en las armaduras personales y de vehículos terrestres, marítimos y aéreos. Esto no significa que estas tecnologías se limiten a estas aplicaciones. También tienen aplicaciones industriales y comerciales. Un ejemplo es el vidrio blindado, el cual es utilizado para obtener protección frente a desastres naturales, disparos, caída de objetos y explosiones.

Objetivo general

Diseñar una armadura laminada para que sea utilizada como bumper externo en escudos Whipple y Whipple rellenos. Esta armadura debe ser capaz de mejorar el desempeño balístico de la de estos escudos teniendo un mayor diámetro crítico gracias a la mejora en la fragmentación que se busca conseguir.

Objetivos específicos

1. Establecer las condiciones de operación, requerimientos y criterios de evaluación de desempeño del bumper externo a diseñar.
2. Seleccionar la configuración de armadura laminada, materiales cerámicos, adhesivos, compuestos o polímeros a utilizar y dimensionarla.
3. Simular computacionalmente impactos al escudo MMOD a velocidades relativas de impacto de 8 km/s y 14 km/s, realizando un análisis de dinámica explícita con elementos estructurados y no estructurados.
4. Comparar el desempeño balístico de una configuración con un bumper externo de aluminio y con la armadura laminada propuesta en base a diámetro crítico, probabilidad de no penetración, profundidad de penetración y abultamiento de la pared posterior.

CAPÍTULO I

MARCO TEÓRICO

1.1 Desarrollo de escudos y armaduras

El diseño, desarrollo y mejora de armaduras y escudos se ha realizado para satisfacer la necesidad de proteger personas, bienes y estructuras. La protección puede, por ejemplo, ser frente a proyectiles, elementos punzantes y otros objetos. La motivación detrás del desarrollo de estas tecnologías ha sido ampliamente militar. Algunos ejemplos de aplicaciones de armaduras y escudos son: protección personal, vehículos terrestres, aeronaves, embarcaciones, estructuras fortificadas y basura espacial.

Los avances en los escudos MMOD han sido motivados por la necesidad de obtener soluciones que puedan ofrecer protección contra la creciente masa de basura espacial teniendo una menor masa y un mayor diámetro crítico de proyectil. Resultando así en la exploración del uso de nuevos materiales, conceptos y geometrías.

Desde finales del siglo XX y en lo transcurrido de este siglo, ha habido avances importantes en el diseño y manufactura de armaduras de todo tipo, ya sean personales, vehiculares o estructurales. Estos avances han sido facilitados por la introducción de materiales cerámicos y compuestos. La investigación de los mecanismos de penetración y falla de diversos materiales y como estos influyen el desempeño balístico de una armadura ha servido de guía para el diseño de armaduras que ofrecen mejor protección con un menor peso. El diseño asistido por computadoras, simulaciones computacionales y los equipos que permiten obtener resultados experimentales de impactos a altas velocidades muy valiosos son recursos provechosos para el desarrollo de escudos y armaduras modernas. [14].

1.2 Protección MMOD

Las soluciones activas a las cuales las agencias espaciales recurren para lidiar con la amenaza que los impactos con basura espacial que no puede ser monitoreada y micro meteoroides posan es el uso de escudos MMOD. Existen diversos tipos de estos escudos. Todos comparten el mismo objetivo, el cual es minimizar el daño de los impactos a las estructuras que estos protegen. Cada tipo de escudo MMOD se distingue del resto no solo por su masa, dimensiones y materiales. Difieren también en la forma en que estos interactúan con el proyectil que los impacta para detener su trayectoria.

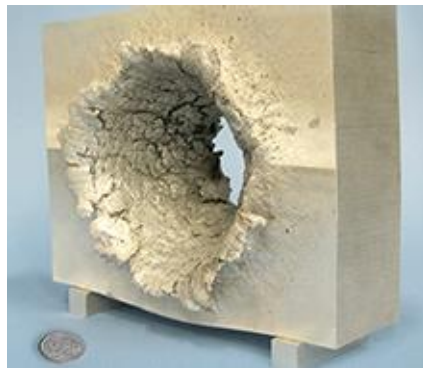


Figura 1.1 Estructura monolítica tras el impacto de una esfera a velocidades orbitales [15].

Si se desea detener un proyectil, la solución más básica que puede plantearse es posicionar una pared frente a este. El funcionamiento del escudo que dicha solución provee consiste en que la pared absorba la totalidad de la energía cinética de la partícula que la impacta. En la **Figura 1.1** se muestra el resultado de un impacto a velocidades orbitales contra un escudo que encaja en esa descripción. La estructura es penetrada en su totalidad a pesar de tener una masa mucho mayor a la del proyectil que la impacta. Esto es debido a que la energía cinética con la cual el proyectil viaja se transfiere a la pared en el área de impacto. Dicha área corresponde al diámetro del proyectil. Teniéndose un área de impacto pequeña, dicho impacto produce esfuerzos y transferencias de temperatura que resultan en la completa penetración de la pared. El uso de estructuras monolíticas para lidiar con impactos a velocidades orbitales no es solo inefectivo, también resulta poco eficiente y

costoso. La cantidad de material que se requiere es mayor a la otras alternativas y su desempeño no es favorable, Esto hace que las estructuras monolíticas sean inviables para estas aplicaciones. Los requerimientos que los escudos MMOD han cumplir para que su aplicación sea viable no se limitan a la protección que estos puedan ofrecer. Estos escudos también tienen que cumplir con los requerimientos de densidad por área y volumen que se establecen. Motivo por el cual se diseñan escudos con bajas densidades y volúmenes que puedan soportar estos impactos valiéndose de conocimientos de balística terminal. Existen múltiples diseños y variantes de estos escudos y todos cumplen con el propósito de satisfacer los requerimientos de protección establecidos manteniendo una densidad por área favorable para las misiones. Los mecanismos por los cuales estos escudos consiguen cumplir con estos requerimientos varían dependiendo del diseño de estos y de las condiciones de impacto.

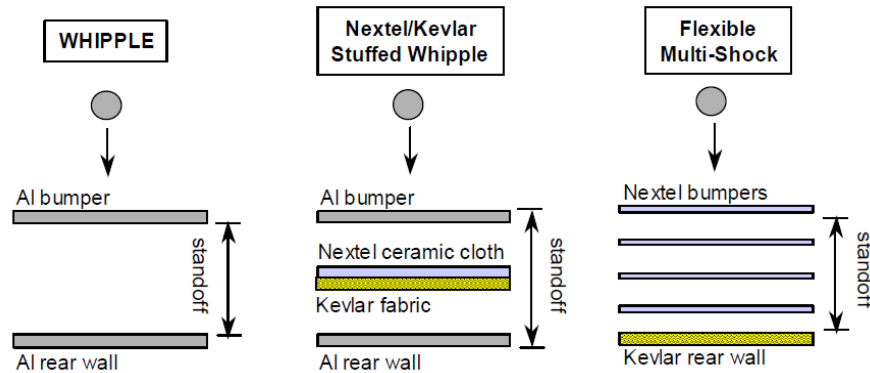


Figura 1.2 Esquema de escudo Whipple, Whipple relleno y MultiShock. [16]

Los escudos MMOD más utilizados son los: Whipple, Whipple relleno y Multishock. Esquemas de la distribución de material en dichos escudos son mostrados en la **Figura 1.2**. Estos escudos, al igual que los otros, detienen al proyectil mediante procesos de fragmentación o vaporización y absorción de energía. La Fragmentación o vaporización consiste en, tal y como indica su nombre, en fragmentar la basura espacial en partículas de menor tamaño, creando así una nube de escombros que continúa viajando en la dirección que la partícula tenía inicialmente. La fragmentación cumple con el propósito de facilitar la absorción de la energía cinética del proyectil. Fragmentar la partícula permite que la

energía cinética se reparta en una mayor área de impacto. Teniéndose una mayor área de impacto, se reducen los esfuerzos e incrementos de temperatura ocasionados por el impacto. La absorción de energía es realizada por el material que interactúa con la nube de escombros generada. La nube de escombros se expande conforme esta se desplaza, cubriendo cada vez un área transversal más grande. La forma de esta nube y el tamaño de su área transversal depende de factores como los materiales del proyectil y del escudo y la velocidad relativa de impacto. Conforme esta área crece, los esfuerzos experimentados por la pared o paredes que absorben el impacto disminuyen. Otros modelos de escudos MMOD existentes son: Mallado de aluminio, Honeycomb y aquellos que se valen del uso de esponja metálica.

1.2.1 Escudos Whipple

El escudo Whipple, diseñado en el año 1947 por Fred Lawrence Whipple, fue el primer escudo MMOD. Este apareció 10 años antes del inicio de la era espacial. En esos años la basura espacial no existía ya que el hombre no había logrado poner un satélite en órbita. A pesar de que este escudo fue diseñado para lidiar con impactos de micrometeoroides, este también ha sido utilizado como protección contra basura espacial.

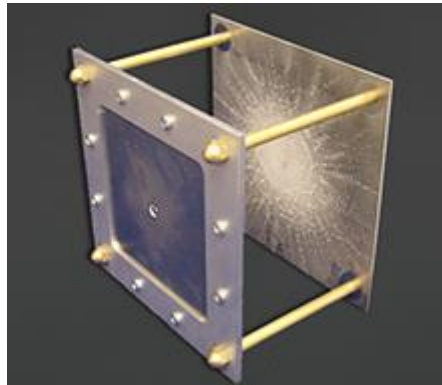


Figura 1.3 Escudo Whipple [15]

El escudo está compuesto por dos paredes de aluminio espaciadas. La pared externa recibe el nombre de Bumper y es la responsable de fragmentar la basura espacial o

micrometeoroides y crear la nube de escombros. La pared trasera es la que interactúa con la nube de escombros, absorbiendo la energía cinética del impacto. Los efectos de un impacto a velocidades orbitales sobre un escudo de este tipo son mostrados en la **Figura 1.3**.

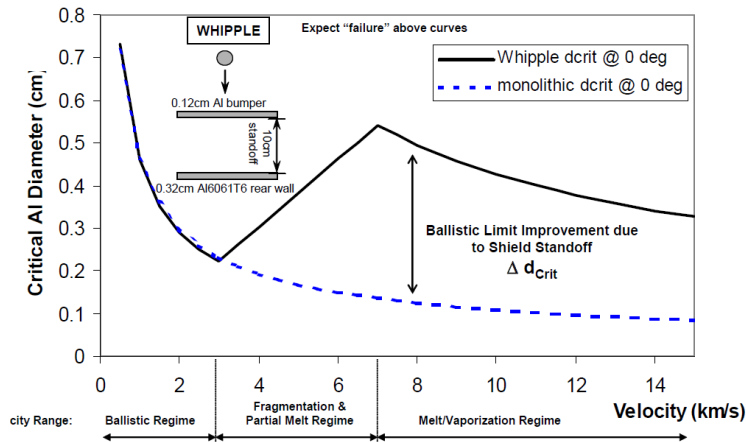


Figura 1.4 Diámetro crítico de proyectil de un escudo monolítico y escudo Whipple de masa equivalente en función a la velocidad de impacto [16].

La **Figura 1.4** muestra cómo es que el diámetro crítico de proyectil de un escudo Whipple se compara con el de un escudo monolítico. La diferencia en el desempeño de estos escudos se pronuncia a velocidades de impacto por encima de los 3 km/s. A una velocidad de impacto de 7 km/s se tiene la mayor diferencia en el diámetro crítico de escudo. El escudo Whipple posee un diámetro crítico aproximado de 0.55 cm mientras que el escudo monolítico posee uno de 0.13 cm.

1.2.2 Escudos Whipple rellenos

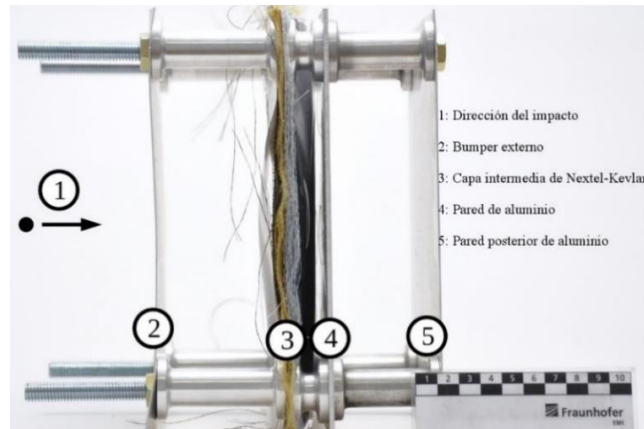


Figura 1.5 Escudo Whipple relleno [17]

Estos escudos coinciden con los escudos Whipple en el uso de dos paredes de aluminio espaciadas, de las cuales una actúa como bumper externo, sirviendo el propósito de crear la nube de escombros y la otra el de absorber la energía cinética. Difieren en el uso de una pared o capa intermedia. Esta pared intermedia suele estar compuesta de materiales textiles trenzados por su cuenta o en una matriz polimérica. Los materiales comúnmente utilizados en estas aplicaciones son Nextel y Kevlar. En la **Figura 1.5**, se tienen dos paredes de aluminio detrás de la capa intermedia. La pared señalizada por el número 5 corresponde a una pared testigo, no es parte del escudo.

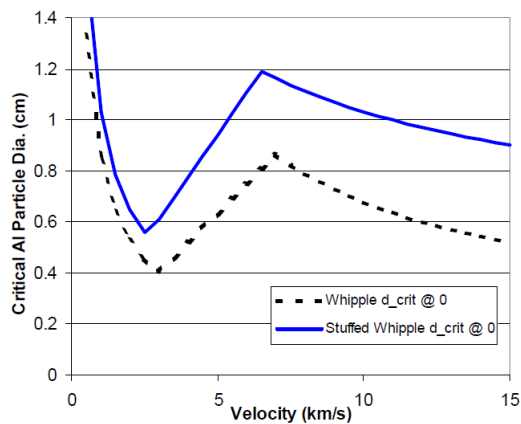


Figura 1.6 Comparativa del desempeño balístico de un escudo Whipple y Whipple relleno de densidad por área equivalente [16]

Estos escudos MMOD resultan atractivos porque presentan un desempeño balístico superior al de los escudos Whipple tradicionales. Esta mejora de desempeño se manifiesta una menor densidad por área sin necesidad de incrementar el espaciamiento entre las paredes para mantener un mismo diámetro crítico de proyectil. Esto es debido a que la capa intermedia asiste en los procesos de fragmentación y absorción de energía cinética. En la **Figura 1.6** se puede apreciar cómo es que la diferencia en el desempeño balístico del escudo incrementa en función a la velocidad de impacto, teniéndose una diferencia de aproximadamente 0.35 cm en el diámetro crítico de proyectil a una velocidad de impacto de 15 km/s. Este incremento en el diámetro crítico del proyectil correspondiente a una mejora del 160% del desempeño balístico frente a un escudo Whipple.

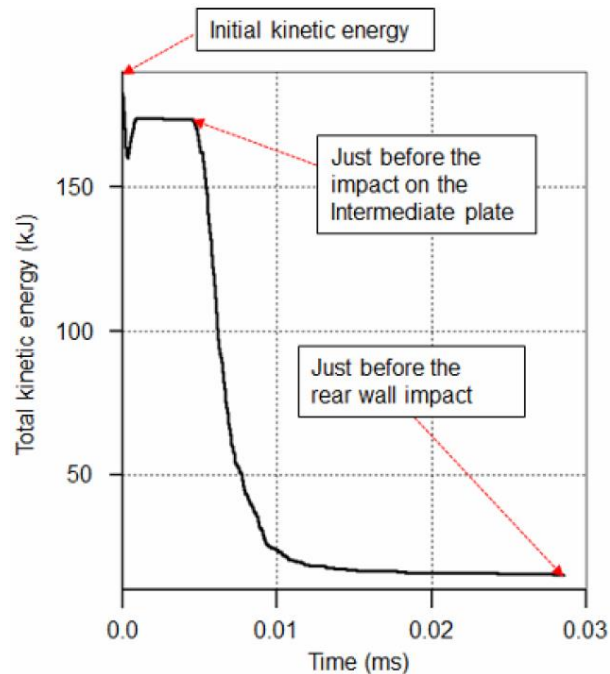


Figura 1.7 Variación de la energía cinética de la partícula que impacta un escudo Whipple relleno en función del tiempo [18].

La **Figura 1.7** ilustra la variación de la energía cinética del proyectil en función al tiempo en el impacto contra un escudo Whipple relleno. Se puede observar como la energía cinética disminuye de manera significativa tras el impacto con la capa intermedia. El impacto contra el bumper externo fragmenta la partícula, pero no afecta su energía cinética

de manera considerable. Producto del impacto con la capa intermedia, la nube de escombros que impacta la pared trasera posee una energía cinética menor a la que poseería de no existir dicha capa. La nube de escombros que impacta la pared trasera, además de poseer una menor energía cinética a la que tendría tras impactar un escudo Whipple, está compuesta por partículas de menor tamaño ya que la capa intermedia también asiste en la fragmentación del proyectil.

1.2.3 Escudos Multi-shock

Las similitudes del escudo Multi-Shock con el escudo Whipple relleno se limitan a que ambos se valen del uso de materiales trenzados como lo son el Nextel y Kevlar para fragmentar y absorber la energía cinética de la basura espacial o micrometeoroides que impacta el escudo.

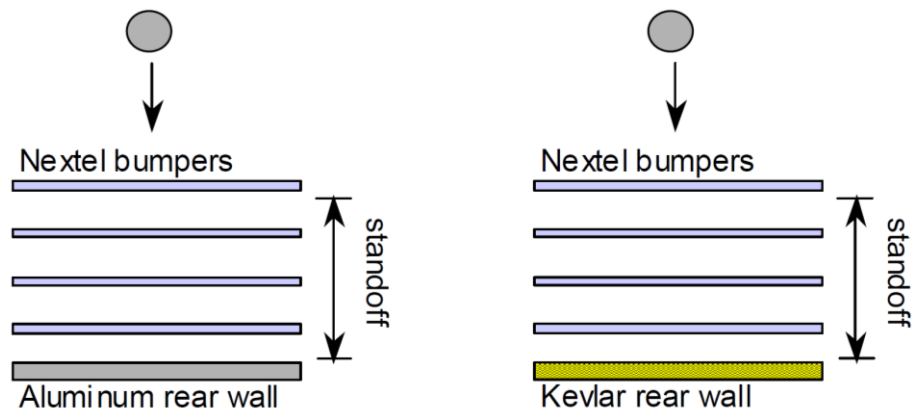


Figura 1.8 Esquema de variantes de escudos Multi-Shock

Los escudos Multishock consisten en el uso de múltiples capas de Nextel trenzado espaciadas que cumplen el propósito de fragmentar la partícula que impacta el escudo y crear una nube de escombros. Detrás de las capas de Nextel se tiene una pared posterior, la cual es responsable de absorber la energía cinética de la nube de escombros. Esta pared puede ser de Aluminio o Kevlar, tal y como se ve en la **Figura 1.8**.

Este tipo de escudos tiene ventajas y desventajas sobre el Whipple relleno y otros escudos MMOD. La principal ventaja es que, al poder trabajar únicamente con materiales textiles, la configuración resultante posee una densidad por área menor a la que puede ser obtenida con otros tipos de escudos. La principal desventaja es que los escudos Multi-Shock necesitan un espaciamiento de entre la pared trasera y capa de Nextel externa que sea igual o mayor a 30 veces el diámetro del proyectil [16] , lo cual resulta en escudos que ocupan un mayor volumen, limitando su versatilidad.

| | Areal Density (kg/m ²) | | | |
|--|------------------------------------|---------------------------|-------------------|-----------------------|
| | Whipple S=10cm | Stuffed Whipple S=10cm | Whipple S=30cm | Multi-Shock S=30cm |
| Bumper: | 7.0 | 10.6 | 5.6 | 5.2 |
| Rear wall: | 17.2 | 6.6 | 7.5 | 3.8 |
| Total: | 24.2 | 17.3 | 13.1 | 9.0 |
| Surface Area (m ²) | | | | |
| Bumper: | 152 | 152 | 175 | 175 |
| Rear wall: | 141 | 141 | 141 | 141 |
| Mass (kg) including support mass assumed at 30% bumper | | | | |
| Bumper: | 1060 | 1620 | 980 | 910 |
| Support: | 320 | 490 | 300 | 270 |
| Rear wall: | 2420 | 940 | 1060 | 540 |
| Total: | 3800 | 3050 | 2340 | 1720 |

Tabla 1.1 Espaciamiento y masa de escudos Whipple, Whipple relleno y Multi-shock

En la **Tabla 1.1.** se muestran valores de masa y espaciamiento de escudos MMOD con un desempeño balístico equivalente. Un escudo Multi-Shock es comparado con un escudo Whipple, ambos con un espaciamiento de S=30 cm. El escudo Multi-Shock tiene una masa de 1720 kg, la cual es menor a los 2340 kg del escudo Whipple.

1.3 Conceptos balísticos

La balística es el estudio de los proyectiles, suele asociarse a las armas de fuego. El estudio de los fenómenos balísticos es dividido en 3 áreas: balística interna, balística externa y balística terminal. La balística terminal es el área de interés de esta tesis. Corresponde al estudio de la interacción entre un proyectil y la masa con la cual este impacta. Ya que el objetivo de una armadura de cualquier tipo de detener la trayectoria de

un proyectil, el diseño de estas se basa en el entendimiento de cómo es que cada material, geometría y configuración afecta el desempeño balístico de una armadura.

1.3.1 Mecanismos de falla y penetración.

Los mecanismos por los cuales un material falla ante un impacto son varios, entre los cuales se tiene principalmente penetración, fragmentación y deformación. El mecanismo de falla al cual un material se ve sujeto depende de sus propiedades y de las condiciones de impacto. Un material dúctil, por ejemplo, no fallará por fragmentación, lo hará por penetración o deformación plástica. Entender los mecanismos de falla de cada parte de una armadura es fundamental para realizar una correcta selección de materiales y dimensionamiento.

1.3.1.1 Fractura cónica y penetración de cerámicos

Las fallas por fragmentación ante un impacto suelen estar presentes en materiales frágiles, entre los cuales se encuentran cerámicos, vidrios y algunos aceros de alta dureza. Las fracturas desarrolladas se distinguen en fractura cónica y fractura radial. La fractura cónica se propaga a lo ancho de la sección cerámica, mientras que la radial se propaga de manera radial en la superficie de la sección impactada. Debido a la fragilidad de estos materiales, una fractura cónica siempre está acompañada de una fractura radial.

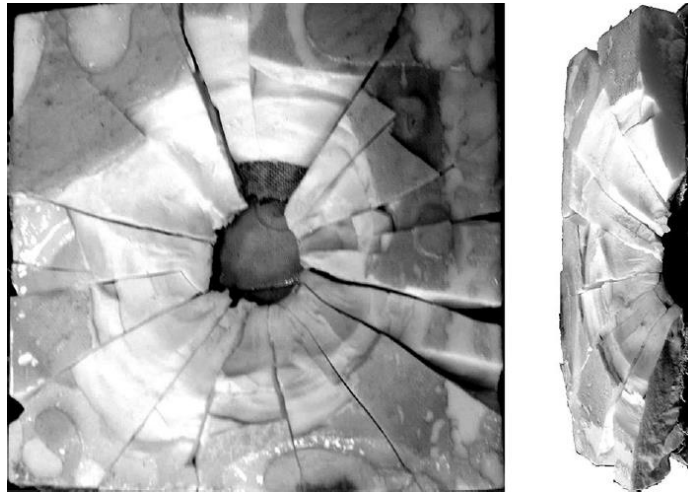


Figura 1.9 Fractura de una sección de alúmina tras el impacto de una bala perforante de un diámetro de 7.62 mm [19]

Cuando un material cerámico es impactado con una energía cinética que hace que este se falle, se forma una fractura inicial, la cual es superficial. Esta fractura tiene la forma del perímetro del proyectil. El momento que el proyectil tiene al impactar la superficie fuerza a que la fractura se propague en la dirección de su movimiento, resultando así en una fractura que se desarrolla a lo ancho del material. El área transversal de la fractura varía conforme se desarrolla, resultando así en su característica forma cónica. La formación de la fractura inicial se da por una indentación² en el área del impacto y por las imperfecciones en la superficie del material [20]. La **Figura 1.9** presenta las fracturas radiales y la fractura cónica formadas tras el impacto de una sección cerámica.

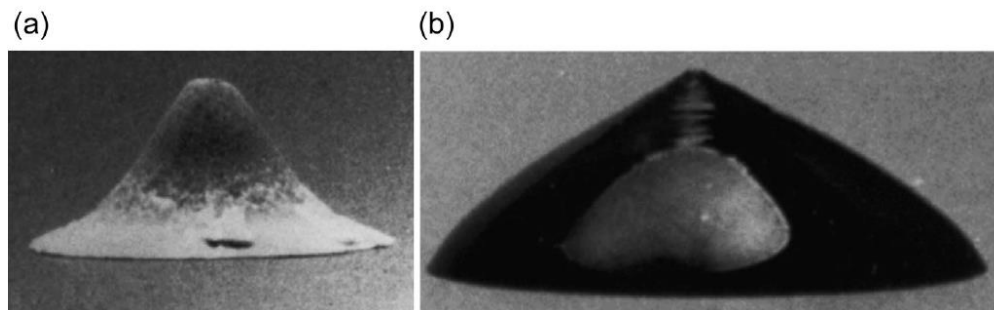


Figura 1.10 Conos formados en alúmina (a) y un material de vidrio y cerámico (b) [20]

² Indentación: deformación superficial permanente

En la figura se muestran dos ejemplos de la forma que los conos producidos en el impacto pueden presentar. La geometría de los conos depende de varias variables, entre las cuales se tiene el material cerámico, su espesor, el tamaño y material del proyectil y la velocidad con la que este viaja. Durante el recorrido del cono es que se tiene la interacción entre el proyectil y la sección cerámica. Si dicha interacción se prolonga, la fragmentación y erosión experimentada por el proyectil también lo hará. Es posible retrasar el desplazamiento del cono utilizando materiales de refuerzo. Un parámetro de interés al analizar las fracturas cónicas es el ángulo de vértice del cono. Cuando el ángulo de vértice es mayor, el incremento del área de la fractura a lo ancho del material aumenta, resultando en menores esfuerzos ejercidos al material de soporte.

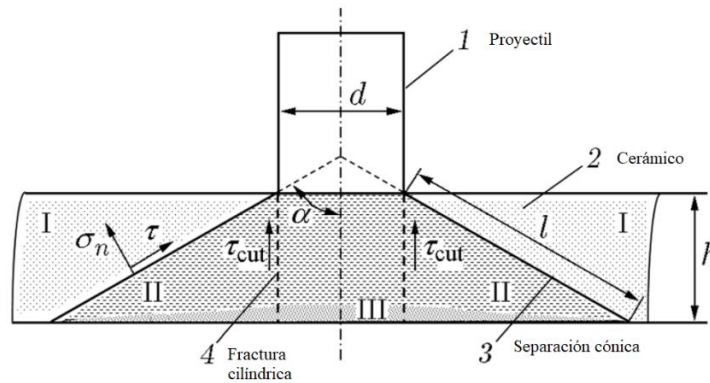


Figura 1.11 formación de una fractura cónica [19].

Es posible determinar cómo las propiedades mecánicas de los materiales cerámicos influyen la formación de conos comparando cual es la fuerza requerida para que un proyectil remueva una sección cilíndrica y una sección cónica. En la **Figura 1.11** se presenta el escenario de un impacto de un proyectil de sección transversal circular contra un objeto de superficie plana. Se muestran, además, las fuerzas involucradas en la formación de una fractura cónica y cilíndrica. La fuerza requerida para remover una sección cilíndrica de un material es dada por la multiplicación de la resistencia al corte del material y el área superficial lateral del cilindro.

$$F_{corte} = \tau_{corte} \cdot d \cdot h \cdot \pi \quad (1.1)$$

Los esfuerzos que la fuerza requerida para remover una sección cónica produce son descompuestos en esfuerzos que actúan en el plano de la superficie lateral del cono σ_n y en esfuerzos normales a esta superficie τ_{cono} . De manera similar al caso de la fuerza requerida para remover una sección cilíndrica, la fuerza requerida para remover una sección cónica es dada por el producto de los esfuerzos que actúan en la superficie lateral del cono y el valor de esta. Obteniendo así:

$$F_{con} = (\tau_{cono} \cdot \cos \alpha + \sigma_n \cdot \sin \alpha) \cdot S_{cono} \quad (1.2)$$

Se considera que, durante la formación de una fractura cónica, los esfuerzos τ_{cono} y σ_n toman los siguientes valores:

$$\tau_{cono} = \tau_{corte} = \frac{\sigma_{tensión}}{2} \quad (1.3)$$

$$\sigma_n = \sigma_{tensión} \quad (1.4)$$

En dicho caso, la fuerza requerida para remover una sección cónica toma la siguiente forma:

$$F_{con} = \frac{\pi \cdot d \cdot h}{\cos \alpha} \cdot \left(1 + \frac{h}{d} \tan \alpha\right) \left(\sigma_{tensión} \sin \alpha + \frac{\sigma_{tensión}}{2} \cos \alpha\right) \quad (1.5)$$

Igualando F_{corte} y F_{cono} y considerando que:

$$\tau_{corte} = \frac{\sigma_{compresión}}{\sqrt{3}} \quad (1.6)$$

Se obtiene una ecuación cuadrática que permite hallar el valor de α en función de las propiedades mecánicas del material, del espesor de la sección cerámica y del tamaño del proyectil.

$$\frac{h}{d} \tan^2 \alpha + \left(1 + 0.5 \frac{h}{d}\right) \tan \alpha - \left(\frac{\sigma_{compresión}}{\sqrt{3} \cdot \sigma_{tensión}} - 0.5\right) = 0 \quad (1.7)$$

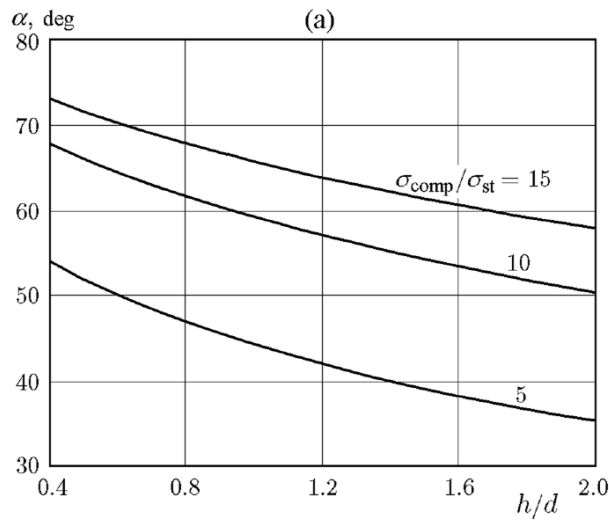


Figura 1.12 Ángulo de vértice de fracturas cónicas en función del espesor relativo de la sección cerámica impactada y la relación entre su resistencia a la compresión y tensión [19]

En la **Figura 1.12** se ilustran resultados obtenidos a partir de la ecuación 1.7. Estos resultados revelan que el valor del ángulo de vértice del cono 2α tiende a ser mayor cuando la diferencia de la resistencia a la compresión y a la tensión del material se acentúa. El material con una relación de $\frac{\sigma_{compresión}}{\sigma_{tensión}} = 15$ presenta ángulos de vértice que oscilan entre aproximadamente 100° y 148° para los espesores específicos dados.

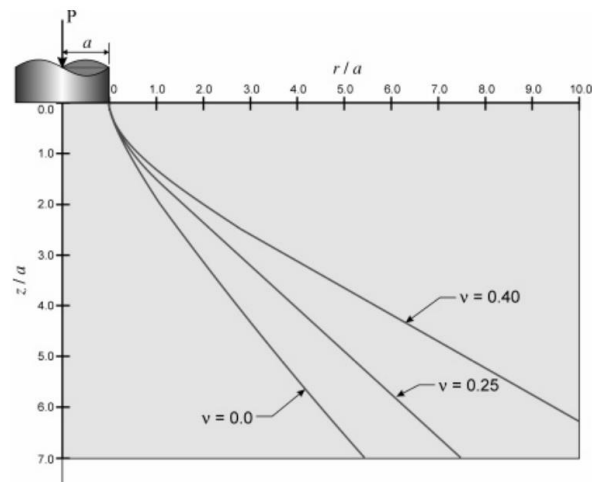


Figura 1.13 Efectos del coeficiente de Poisson sobre la fractura cónica de un material cerámico [21].

Otra propiedad mecánica que afecta el valor del ángulo de vértice del cono es el coeficiente de Poisson. En la **Figura 1.13** se muestra cómo es que la formación de una fractura cónica se ve influenciada por el coeficiente de Poisson del material. Estos resultados, obtenidos a partir de una solución numérica, sugieren que materiales con un mayor coeficiente de Poisson presentan fracturas cónicas con un ángulo de vértice mayor.

1.3.2 Ondas de esfuerzos

En todo impacto se presenta una pérdida de energía cinética del proyectil. Esta energía se suele manifestar como deformaciones plásticas, cambios de temperatura fracturas y ondas de esfuerzos. Las ondas de esfuerzos se hacen presentes cuando un material es sometido a una fuerza que afecta su estado de movimiento inicial. Cuando una fuerza es ejercida sobre la superficie de un material sólido, esta no solo desplaza las partículas sobre las cuales esta actúa. Inicialmente dichas partículas son las primeras en desplazarse y experimentar esfuerzos ocasionados producto de la fuerza aplicada. Esto hace que tengan un movimiento relativo respecto a las partículas más próximas a ellas. Ya que las partículas de un material sólido están unidas entre sí, esto resulta en que el movimiento relativo de las partículas inicialmente afectadas afecten a las otras, ejerciendo esfuerzos que, al vencer la inercia de las partículas vecinas, resultan en su desplazamiento. Esta propagación de esfuerzos y desplazamientos que se da desde el área de aplicaciones de la fuerza hacia el resto de las partículas es una onda de esfuerzos [22].

El objetivo de esta sección es revisar como es que las ondas de estrés se involucran en la fractura de materiales cerámicos. Unos experimentos realizados por J. Hopkinson en al año 1872 revelaron un fenómeno no registrado hasta la fecha. El experimento consistió en soltar pesas desde diferentes alturas y dejarlas caer sobre cerámicos. Se observó que la altura desde la cual una pesa se debe dejar caer para fragmentar un cerámico es independiente de la masa de la pesa. Esto sugiere que lo que produjo las fracturas observadas no fue la fuerza del impacto, fue la velocidad que se alcanzó [23]. Se reconocen

diferentes tipos de ondas de estrés, entre ellas se tienen las ondas elásticas, ondas inelásticas y ondas de choque.

1.3.2.1 Ondas elásticas

Son denominadas ondas elásticas aquellas que propagan un esfuerzo menor al esfuerzo de fluencia del material por el que viajan las ondas tras el impacto. La velocidad con la cual estas ondas se propagan depende de las propiedades del material. Propiedades como: Módulo de Young, densidad y coeficiente de Poisson.

La velocidad de las ondas elásticas viajando por un medio semi infinito viene dada por:

$$C_0 = \sqrt{\frac{E(1-\nu)}{\rho(1+\nu)(1-2\nu)}} \quad (1.8)$$

Cuando se tienen distintos materiales unidos, los esfuerzos propagados por las ondas elásticas son repartidos entre los materiales. Una propiedad denominada impedancia elástica determina que proporción de los esfuerzos es repartida a cada material.

La impedancia elástica, cuya unidad es $\frac{kg}{m^2s}$, puede ser calculada con la siguiente ecuación:

$$Z = \sqrt{E \cdot \rho} = \rho \cdot C_0 \quad (1.9)$$

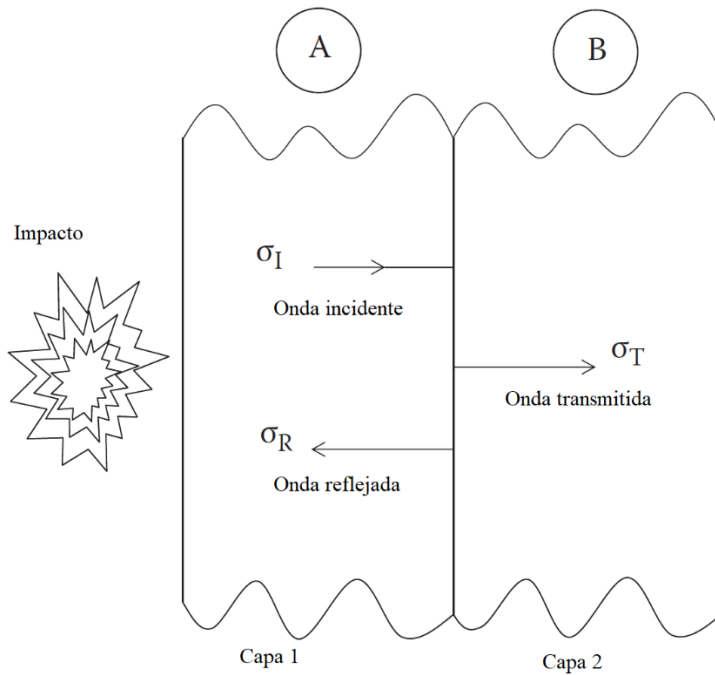


Figura 1.14 Transmisión y reflexión de ondas elásticas [14]

Cuando se tienen diversas capas de un único material o de varios materiales, la propagación de la onda se ve interrumpida. Parte de la onda incidente pasa a la siguiente capa mientras que otra parte es reflejada. Esto se cumple respetando la conservación de la energía y la suma entre el esfuerzo de la onda transmitida y la onda reflejada es igual al esfuerzo de la onda incidente. La **Figura 1.14** ilustra este fenómeno. La capa 1, compuesta de un material “A”, es impactada y una onda de esfuerzo incidente viaja en dirección hacia la capa 2, compuesta de un material “B”. Parte esta onda incidente es transmitida hacia la capa 2, mientras que la otra parte es reflejada y viaja en sentido contrario a la onda incidente.

El esfuerzo transmitido viene dado por:

$$\frac{\sigma_T}{\sigma_I} = 2\left(\frac{\sqrt{E_B\rho_B}}{\sqrt{E_A\rho_A} + \sqrt{E_B\rho_B}}\right) \quad (1.10)$$

El esfuerzo reflejado viene dado por:

$$\frac{\sigma_R}{\sigma_I} = \left(\frac{\sqrt{E_B \rho_B} - \sqrt{E_A \rho_A}}{\sqrt{E_A \rho_A} + \sqrt{E_B \rho_B}} \right) \quad (1.11)$$

| Material A | Material B | ρ_B (kg/m ³) | E_B (GPa) | $Z_B \times 10^6$ (kg/m ² s) | σ_T/σ_I | σ_R/σ_I |
|------------|---------------------|-------------------------------|-------------|---|---------------------|---------------------|
| Steel | Air | 1.225 | 0 | 0 | 0.00 | -1.00 |
| Steel | Epoxy | 1140 | 5 | 2.41 | 0.11 | -0.89 |
| Steel | PMMA | 1190 | 6 | 2.69 | 0.12 | -0.88 |
| Steel | Magnesium (AZ31B) | 1780 | 41 | 8.55 | 0.35 | -0.65 |
| Steel | Aluminium (6082-T6) | 2703 | 73 | 14.09 | 0.52 | -0.48 |
| Steel | Ti-6Al-4V | 4400 | 114 | 22.40 | 0.71 | -0.29 |
| Steel | Copper | 8900 | 122 | 33.01 | 0.90 | -0.10 |
| Steel | Steel | 7840 | 210 | 40.58 | 1.00 | 0.00 |
| Steel | Tungsten | 19,250 | 411 | 88.95 | 1.37 | 0.37 |
| Steel | WC | 14,740 | 601 | 94.11 | 1.40 | 0.40 |

Tabla 1.2 variación de la relación de esfuerzos transmitidos y esfuerzos reflejados respecto al esfuerzo incidente en función de la impedancia elástica del material [14].

La magnitud de los esfuerzos transmitidos hacia un material distinto al medio por el cual una onda de esfuerzo depende de la impedancia elástica del material. Cuando el material posee una menor impedancia elástica, los esfuerzos transmitidos a este son de menor magnitud que el esfuerzo incidente. El caso contrario se presenta cuando la impedancia elástica del material al cual una onda se transmite es mayor que la impedancia elástica del medio por el cual la onda viaja. En la **Tabla 1.2** es posible observar esta tendencia. El medio por el cual la onda incidente se propaga es acero y se tienen valores que la relación $\frac{\sigma_T}{\sigma_I}$ toma dependiendo del material al cual la onda es transmitida. En los materiales con una impedancia elástica menor a la que tiene el acero, esta relación toma valores menores a 1. Al tenerse una interfaz con materiales que presentan una impedancia elástica que supera la del acero, $\frac{\sigma_T}{\sigma_I}$ toma valores por encima de 1. Esto indica que la magnitud del esfuerzo transmitido supera la magnitud del esfuerzo incidente.

1.3.2.2 Ondas inelásticas

Son denominadas ondas elásticas aquellas en las cuales los esfuerzos transmitidos superan en magnitud al esfuerzo de fluencia del material por el cual la onda es propagada. Lo particular de estas ondas es que no se presentan por sí mismas, siempre están acompañadas por ondas elásticas.

La velocidad con la cual las ondas inelásticas viajan es expresada de la siguiente manera:

$$c_i = \sqrt{\frac{S}{\rho}} \quad (1.12)$$

La velocidad con la cual las ondas inelásticas se propagan es menor a la de las ondas elásticas.

| | |
|----------|--|
| Z | Impedancia elástica (kg/m ² s) |
| ρ | Densidad (kg/m ³) |
| ν | Coefficiente de Poisson |
| σ | Intensidad de la onda (MPa) |
| E | Límite elástico (MPa) |
| S | Pendiente de esfuerzo-deformación en el límite elástico del material |
| C | Velocidad de la onda |

1.3.2.3 Ondas de choque

Las ondas de choque, a diferencia de las ondas elásticas e inelásticas, se hacen presentes en materiales sólidos únicamente cuando se tienen impactos que generan presiones que superan la resistencia del material por mucho, haciendo que esta pueda ser considerada despreciable. Esto sucede, por ejemplo, en el punto de impacto a velocidades orbitales. Tales situaciones son evaluadas tratando el sólido como un fluido no viscoso

compresible con métodos hidrodinámicos. Cuando un sólido es sometido a tales presiones, su dureza y otras propiedades mecánicas se ven afectadas. Un incremento de dureza producido por dichas presiones hace que la velocidad de propagación de las ondas de esfuerzos producidas aumenten. Al aumentar, el frente de la onda alcanzará y sobrepasará al frente de una onda que ha sido transmitida anteriormente, perturbando así a partículas cuyo estado inicial aún no ha sido alterado. Cuando esto ocurre es que se considera que una onda inelástica ha pasado a ser una onda de choque. Esta súbita perturbación trae consigo variaciones bruscas de esfuerzos, temperaturas y velocidades. La interacción de las ondas de choque resulta en el desarrollo de un frente de onda cada vez más reducido. [22].

A diferencia de las ondas elásticas e inelásticas, las ondas de choque viajan a velocidades que superan la velocidad del sonido en el medio en el que se propagan. Esto es porque la velocidad con la cual los esfuerzos de una onda son transmitidos dependen de la magnitud de estos. Los materiales, geometrías, velocidades y otros parámetros que caracterizan un impacto afectan la magnitud de los esfuerzos transmitidos por una onda de choque, la forma en la que esta se propaga, la duración del choque y el espesor del frente de la onda. Tal espesor puede llegar a ser del orden de dimensiones atómicas. Es por ello que una onda de choque puede ser considerada una discontinuidad de densidad, velocidad, presión y temperatura. Las ondas de choque en materiales sólidos difieren a las que se tienen en líquidos y gases en que estas actúan en un espacio reducido, el cual está asociado a las dimensiones del objeto que aplica la fuerza externa que genera el choque [14].

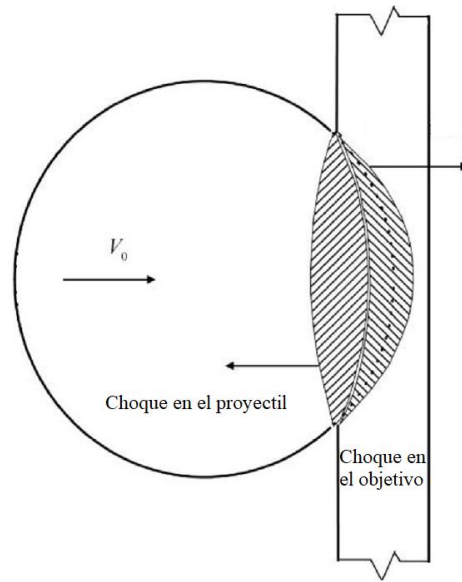


Figura 1.15 Propagación de ondas de choque producidas por el impacto de una esfera a velocidades orbitales [24].

En la **Figura 1.15** se presenta un caso de interés para el desarrollo de esta tesis, se trata de la propagación de ondas de choque en el impacto de una partícula esférica a velocidades orbitales. Debido a la geometría del proyectil el frente de las ondas no es plano, puede tomar distintas formas, entre ellas elíptica y esférica, dependiendo de las condiciones del impacto. Las ondas de choque generadas tras el impacto se propagan en el objetivo y en el proyectil, ejerciendo esfuerzos que resultan en la formación de una nube de escombros. Debido a la atenuación de esfuerzos, la magnitud de las presiones ejercidas por la onda de choque varía en función a la distancia del punto de impacto y consecuentemente la parte del proyectil más alejada del punto impacto experimenta menores esfuerzos y variaciones de temperatura. En algunos casos, la gradiente de esfuerzos que se desarrolla puede resultar en que alguna sección del proyectil no experimente esfuerzos o temperaturas que resulten en la fragmentación del material. La propagación de la onda de choque y la formación de la gradiente mencionada esta influenciada por el espesor de la pared impactada ya que este afecta la interacción de las ondas de choque.

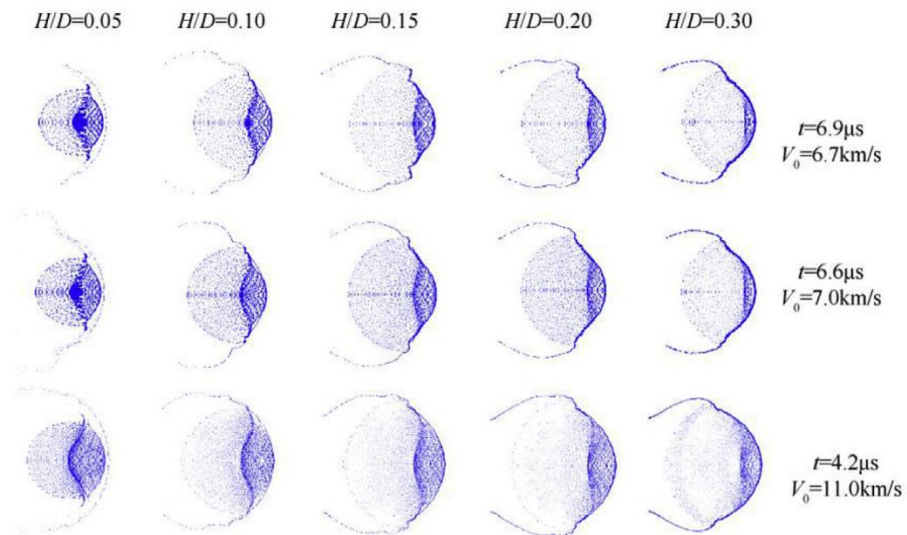


Figura 1.16 formación de nubes de escombros en función del espesor normalizado del material impactado y de la velocidad del impacto[24].

En la **Figura 1.16** se exhibe la formación de nubes de escombros en casos variados, teniéndose tres velocidades de impacto y cinco espesores de pared normalizados. Existen evidentes tendencias sobre cómo es que la formación de la nube de escombros es influenciada por las variables mencionadas. Las presiones generadas incrementan cuando se tiene una mayor velocidad de impacto, resultando en una mayor fragmentación. Esta tendencia está presente en todos los casos que se tienen la figura. Es también posible visualizar la influencia que el espesor normalizado del material impactado tiene sobre la formación de la nube de escombros. La fragmentación es agravada conforme el espesor aumenta, pero esta tendencia está limitada a un rango de espesores, el cual varía dependiendo de las condiciones de impacto. En los casos mostrados, la fragmentación se agrava a la par del espesor normalizado cuando este toma valores de 0.05 a 0.15. No se tiene una variación aparente cuando alcanza un valor de 0.2 y la fragmentación parece disminuir cuando el espesor normalizado es 0.3. Esto es debido a que el espesor de la pared impactada juega un rol importante determinando como es que las ondas de choque generadas en el impacto interactúan entre si y un mayor espesor puede no siempre ser favorable para la fragmentación. El espesor efectivo es un término que describe el espesor que la pared impactada ha de tener para que los esfuerzos atenuados en la parte posterior de

la esfera resulten en un cambio de fase del material. Contar con espesores de pared mayores al espesor efectivo trae consigo un aporte necesariamente positivo a la fragmentación [24].

1.3.2.4 Ecuaciones de Rankine-Hugoniot

Las ecuaciones de Rankine-Hugoniot son un set de ecuaciones que se obtienen derivando las ecuaciones de conservación de masa, momento y energía de un impacto frontal considerando que el comportamiento del impacto es hidrodinámico.

De las derivaciones se obtienen las siguientes ecuaciones:

Conservación de masa:

$$\rho_0 U_s = \rho_1 (U_s - u_p) \quad (1.13)$$

Conservación de momento:

$$P_1 = \rho_0 U_s \mu_p \quad (1.14)$$

Conservación de energía:

$$e_1 - e_0 = \frac{1}{2} P_1 (V_0 - V) \quad (1.15)$$

El set de ecuaciones obtenido de la derivación de la conservación de la masa, momento y energía de un impacto con condiciones hidrodinámicas es utilizado comúnmente para graficar curvas de Hugoniot. A partir de esas curvas y de las ecuaciones que las describen es posible calcular las presiones generadas cuando un material es impactado y otras propiedades de interés como lo es la densidad.

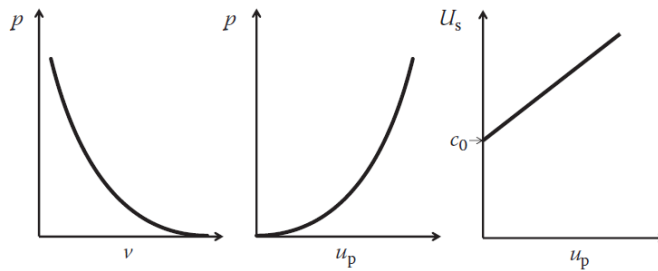


Figura 1.17 Posibles formas de curvas de Hugoniot de distintos materiales [14].

En la **Figura 1.17** se muestran algunos ejemplos de curvas de Hugoniot que pueden ser desarrolladas a partir de las ecuaciones de estado y que forman toman estas curvas. No todo material posee curvas de Hugoniot con el mismo comportamiento.

| Reference | Material | Density (g/cc) | c_0 (mm/ μ s) | S | c_1^* (mm/ μ s) | c_2^* (mm/ μ s) |
|----------------------------|----------------------------|----------------|---------------------|-------|-----------------------|-----------------------|
| Marsh 1980 | AA 2024 | 2.784 | 5.37 | 1.29 | 6.36 | 3.16 |
| Boteler and Dandekar 2006 | AA 5083-H131 | 2.668 | 5.29 | 1.40 | 6.51 | 3.20 |
| | AA 5083-H32 | 2.668 | 5.14 | 1.27 | 6.51 | 3.20 |
| Marsh 1980 | Comp B (explosive) | 1.715 | 3.06 | 2.01 | 3.12 | 1.71 |
| | Mg (AZ31B) | 1.776 | 4.57 | 1.21 | 5.70 | 3.05 |
| | Steel, 304L | 7.903 | 4.57 | 1.48 | 5.79 | 3.16 |
| Carter and Marsh 1995 | Epoxy ^b | 1.192 | 2.69 | 1.51 | 2.641 | 1.177 |
| | Polycarbonate ^c | 1.196 | 2.33 | 1.57 | 2.187 | 0.886 |
| Dandekar and Benfanti 1993 | Titanium diboride | 4.490 | 8.622 | 0.795 | 11.23 | 7.41 |

Tabla 1.3 Parámetros de ecuaciones de estado para desarrollar curvas de Hugoniot de distintos materiales [14].

Muchos materiales presentan curvas de Hugoniot que son descritas por ecuaciones lineales. Las variables en estas ecuaciones pueden ser sustituidas para obtener las curvas de un material en específico. En la **Tabla 1.3** se listan algunos materiales y sus propiedades necesarias para poder graficar sus curvas de Hugoniot.

1.3.2.5 Cálculo de presiones ejercidas en un impacto

Las curvas de Hugoniot resultan útiles al calcular presiones de impacto cuando se conocen los Hugoniot de los materiales involucrados en el impacto y la velocidad de este. No es necesario que las curvas de Hugoniot de estos materiales tengan el mismo

comportamiento. Conocer las ecuaciones que describen dichas curvas es un requerimiento para conocer las presiones generadas. Los Hugoniot de algunos materiales como lo son el cobre y el aluminio son lineales y basta con sustituir constantes para poder graficar sus curvas. Este no es el caso con todos los materiales, como lo son algunos cerámicos de comportamiento no lineal. Para describir sus Hugoniot se suele recurrir a análisis matemáticos y simulaciones acompañadas de pruebas experimentales.

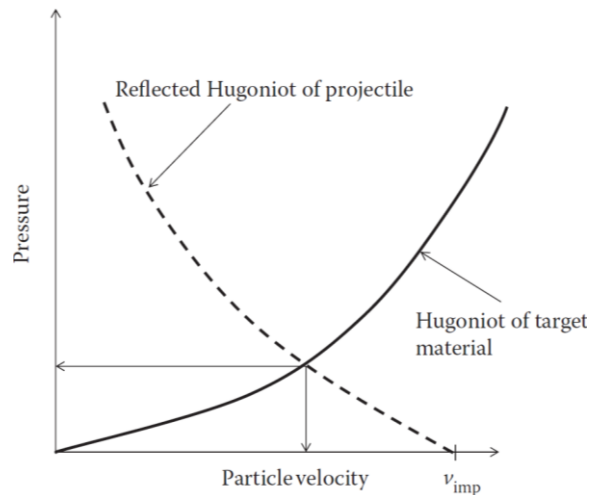


Figura 1.18 cálculo de presión de impacto con las curvas de Hugoniot del material impactado y del proyectil [14].

El procedimiento para calcular la presión de impacto inicia con las ecuaciones de Hugoniot. Se debe desarrollar una gráfica como que la que se muestra en la figura, en la cual la presión de impacto se encuentra en función de la velocidad. Las ecuaciones de cada material y el valor de las variables involucradas han de ser conocidas, con ella se escriben unas ecuaciones en las cuales la presión se encuentra en función de la velocidad de impacto. Esto debe de realizarse para el material impactado y el proyectil. La curva de Hugoniot del material impactado es graficada sin ser modificada. La del proyectil es graficada tras ser reflejada y reposicionada en una posición que haga que la curva choque con el eje x a la velocidad de impacto. Habiendo ya graficado ambas curvas, es posible hallar la presión del impacto. Esta es hallada ubicando la intersección entre la curva de Hugoniot del material impactado y la curva modificada del proyectil. La coordenada de

presión del punto de intersección da el valor de la presión producida. En la **Figura 1.18** se tiene un ejemplo del procedimiento descrito.

1.3.2.6 Atenuación de esfuerzos en materiales cerámicos

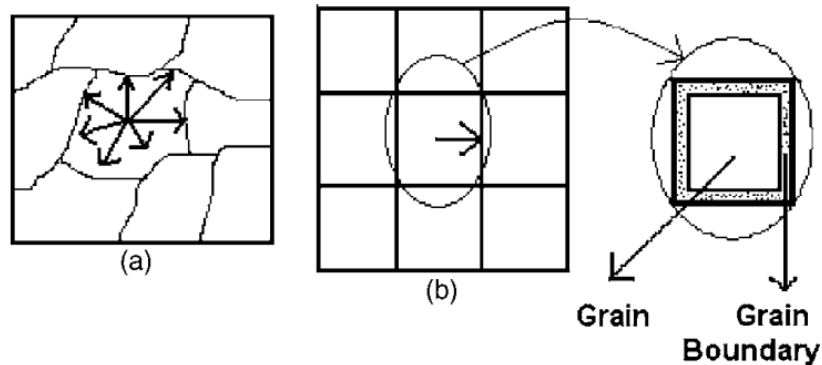


Figura 1.19 Transmisión de ondas de esfuerzo en la estructura granular de un material cerámico [25]

La magnitud de las ondas de esfuerzo producidas por un impacto que viajan por un material sólido no experimentan caídas en su intensidad únicamente cuando se tiene una interfaz con un material que posee una impedancia acústica que difiere del material por el cual la onda viaja. Los materiales que se encuentran en estado sólido están conformados por una estructura granular que, entre otras cosas, depende de su composición y exposición a algún tratamiento térmico. Cada grano que conforma el sólido tiene una frontera o interfaz, en la cual esta está en contacto con otros granos. En estas fronteras se produce un fenómeno similar al que se tiene en las interfaces de materiales distintos. Las ondas de estrés incidentes se reparten en ondas transmitidas y reflejadas. La **Figura 1.19** ilustra esto. Como resultado, las ondas de esfuerzos son distribuidas en distintas direcciones, dependiendo de la geometría de los granos. Es entonces que se forma una gradiente de esfuerzos en todas las direcciones [25].

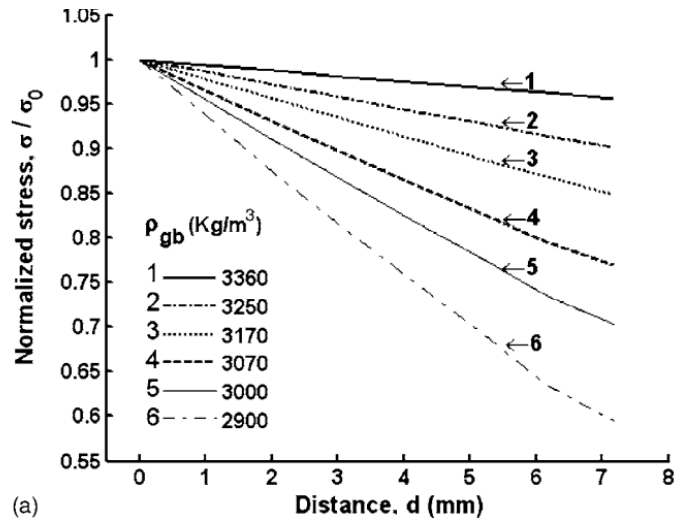


Figura 1.20 Variación de la magnitud de ondas de esfuerzo transmitidas en función de la distancia al origen de la onda incidente y de la densidad del material [25]

La intensidad de las ondas de esfuerzo y la dirección hacia la cual estas viajan varía de grano a grano. Es por ello por lo que la variación de la intensidad de las ondas de esfuerzo depende principalmente de la distancia que separa un punto de medición de otro. Esto puede ser observado en la figura, en la cual la magnitud del esfuerzo transmitido a un punto cae conforme la distancia entre el dicho punto y el punto de origen de la onda incidente incrementa. Esta variación en la intensidad del esfuerzo transmitido depende también de la densidad del material. Si la densidad de este es menor, la caída en la intensidad de las ondas de esfuerzo aumenta. En la Figura 1.20 se muestra lo descrito. Los 6 casos mostrados en la figura inicial con un estrés normalizado de 1, cuyo valor disminuye hasta que se llega a una distancia de 8 mm.

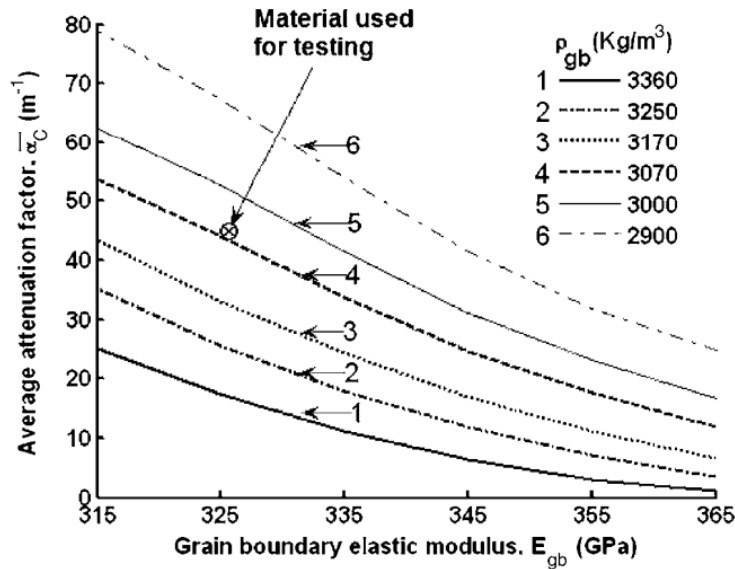


Figura 1.21 Factor de atenuación en función del módulo elástico de un material cerámico y de su densidad[25]

En [25] se desarrolla un algoritmo y se realizan pruebas experimentales para estudiar la atenuación de las ondas de esfuerzo que viajan en un material cerámico como medio. El factor de atenuación depende de la densidad del material y de su módulo elástico, los valores que este toma son mostrados en la **Figura 1.21**.

Utilizando el factor de atenuación es posible calcular los esfuerzos transmitidos a una distancia del punto de origen de la onda incidente. Los esfuerzos vienen dados por:

$$\sigma = \sigma_0 \cdot \exp(-2 \cdot \alpha_c \cdot d) \quad (1.16)$$

1.4 Ecuaciones de diseño y desempeño de escudos MMOD

El diseño y la estimación del desempeño balístico de la protección MMOD es asistido por el uso de ecuaciones desarrolladas en base a pruebas experimentales, simulaciones computacionales y modelos matemáticos que describen los impactos a altas velocidades. Investigaciones realizadas en las instalaciones HIF-T (Hypervelocity Impact Test Facility) en el Centro Espacial Johnson de la NASA, son responsables del desarrollo conceptos de

escudos como el escudo Multi-shock y doble mallado. Ambos modelos ofrecen una reducción de peso de aproximadamente 50% en comparación con los escudos Whipple tradicionales [26]. Utilizando data experimental, se formularon ecuaciones que definen el desempeño de varios escudos para impactos con micro meteoros. Estas ecuaciones fueron desarrolladas para ser aplicadas a escudos Whipple de aluminio, escudos Multi-shock, escudos Multi-shock híbridos de Nextel y aluminio y escudos con doble mallado. Las ecuaciones de límite balístico dadas son basadas en el criterio de perforación de la pared trasera del escudo.

1.4.1 Escudos Whipple de aluminio

Los espesores del bumper externo y de la pared posterior son dados por:

$$tb = c_b m_p / \rho_b = c_b d \rho_p / \rho_b \quad (1.17)$$

$$t_w = c_w d^{0.5} (\rho_p \rho_b)^{\frac{1}{6}} M^{\frac{1}{3}} V_n / S^{0.5} (70/\sigma)^{0.5} \quad (1.18)$$

Esta ecuación es válida para proyectiles que viajan a velocidades que superan los 7km/s.

Estas dos primeras ecuaciones son las ecuaciones de diseño, obtenido un dimensionamiento mínimo. La configuración resultante de este dimensionamiento es evaluada utilizando el diámetro crítico, el criterio de falla oportuno.

El diámetro crítico de partícula para velocidades que superan los 3km/s es:

$$d_c = ((t_w \left(\frac{\sigma}{40}\right)^{0.5} + t_b) / (0.6(\cos\theta)^{\frac{5}{3}} \rho_p^{0.5} V^{\frac{2}{3}}))^{18/19} \quad (1.19)$$

Para velocidades que se encuentra entre 3-7km/s, este es:

$$dc = \left(\frac{t_w \left(\frac{\sigma}{40} \right)^{0.5} + t_b}{1.248 \rho_p^{0.5} \cos \theta} \right)^{\frac{18}{19}} (1.75 - \frac{V \cos \theta}{4}) + ((1.071 t_w^{\frac{2}{3}} \rho_b^{-\frac{1}{9}} S^{\frac{1}{3}} \left(\frac{70}{\sigma} \right)^{\frac{1}{3}}) (V \cos \theta) / 4 - 0.75) \quad (1.20)$$

Cuando la partícula que impacta el escudo tiene una velocidad superior a los 7 km/s, los fragmentos resultantes del impacto se encuentran en fase sólida, líquida y gaseosa. A estas velocidades el diámetro crítico de partícula es:

$$d_c = 3.918 t_w^{\frac{2}{3}} \rho_p^{-\frac{1}{3}} \rho_b^{-\frac{1}{9}} (V \cos \theta)^{-\frac{2}{3}} S^{\frac{1}{3}} (\sigma / 70)^{1/3} \quad (1.21)$$

Las ecuaciones listadas en este apartado cumplen con el propósito de guiar el diseño de escudos Whipple. Se obtiene el espesor de las planchas y también el diámetro crítico del proyectil. Este último valor es una predicción de la capacidad de la armadura. Este set de ecuaciones no es el único que existe de su tipo. Existen otros grupos de ecuaciones provenientes de otras pruebas experimentales o simulaciones que pueden ser utilizados para guiar el diseño de este tipo de escudos

| | |
|----------|--|
| t | Espesor (cm) |
| dc | Diámetro crítico del proyectil (cm) |
| d | Diámetro del proyectil (cm) |
| ρ | Densidad (g/cm ³) |
| V | Velocidad del proyectil (km/s) |
| σ | Esfuerzo de fluencia (ksi) |
| C | Velocidad del sonido en el objetivo (km/s) |
| m | Densidad de área (g/cm ²) |
| M | Masa del proyectil (g) |
| θ | Ángulo de impacto (deg) |
| P | Profundidad de penetración (cm) |

S Espaciamiento entre el bumper externo y la pared trasera (cm)

H Dureza (BHN)

1.4.2 Escudos Whipple de aluminio rellenos con Nextel/Kevlar

Los espesores del bumper externo, la pared posterior y la densidad por unidad de área de la capa intermedia de Nextel y Kevlar vienen dados por:

$$t_b = c_b d \frac{\rho_p}{\rho_b} \quad (1.22)$$

$$m_{Nextel-Kevlar} = C_{N-K} d \rho_p \quad (1.23)$$

$$t_w = c_w \left[\frac{c_0 d \rho_p}{t_b \rho_p + m_{Nextel-Kevlar}} \right]^{1.1} M_p^{\frac{1}{3}} V_n (\cos^{0.5} \theta) \rho_w^{-1} S^{-2} (\sigma/40)^{-0.5} \quad (1.24)$$

El diámetro crítico a altas velocidades es:

$$d_c = K_{H-SW} (t_w \rho_w)^{\frac{1}{3}} \rho_p \left(\frac{\sigma}{40} \right)^{\frac{1}{6}} V^{-\frac{1}{3}} (\cos \theta)^{-0.5} \quad (1.25)$$

d_c Diámetro crítico de proyectil (cm)

K_{H-SW} $0.6 (\text{km}^{1/3} \text{S}^{-1/3}) m_{Nextel-Kevlar}=0.25 m_{escudo} -0.35 m_{escudo}$

$0.45 (\text{km}^{1/3} \text{S}^{-1/3}) m_{Nextel-Kevlar}=0.1 m_{escudo} -0.15 m_{escudo}$

$M_{Nextel-Kevlar}$ Densidad de Nextel y Kevlar (g/cm^2)

M_{Escudo} Densidad del escudo (g/cm^2)

ρ_p Densidad del proyectil (g/cm^3)

ρ_w Densidad de la pared posterior (g/cm^3)

| | |
|----------|---|
| S | Espaciamiento entre el bumper externo y la pared posterior (cm) |
| σ | Esfuerzo de fluencia de la pared posterior (ksi) |
| t_w | Espesor de la pared posterior (cm) |
| θ | Ángulo de impacto (deg) |
| V | Velocidad del proyectil (km/s) |
| V_n | Componente normal de la velocidad del proyectil (km/s) |

Las ecuaciones balísticas de diseño para escudos Whipple y Whipple rellenos con Kevlar y Nextel coinciden en que el dimensionamiento del bumper externo no contempla variables asociadas a la fragmentación del proyectil como lo son la dureza, resistencia a la compresión e impedancia de choque. Esto es porque se asume que la basura espacial que impacta al escudo es aluminio, al igual que el bumper externo.

1.5 Materiales

Los escudos y armaduras son objetos bastante diversos. Cumplen la función de proteger estructuras, objetos y personas de un amplio rango de amenazas como, por ejemplo: objetos punzo cortantes, balas, misiles, rocas y basura espacial. Habiendo tantas aplicaciones y condiciones de uso de armaduras, es de esperar que los diseños varíen ampliamente en función de su aplicación. Los escudos y armaduras pueden ser monolíticos o laminados, de metales o de polímeros. En este capítulo se explorarán los materiales utilizados y las armaduras laminadas.

1.5.1 Cerámicos

Los materiales cerámicos, contrario a los metales, están compuestos por varios elementos unidos por enlaces iónicos y covalentes. Estos presentan propiedades bastante atractivas para aplicaciones de protección balística, entre ellas su alta dureza y resistencia a

la compresión. Tienen un papel protagónico en muchas de las armaduras modernas, siendo responsables de la fragmentación y erosión de los proyectiles. Una desventaja de trabajar con estos materiales es que son frágiles y tienden a fallar cuando son sometidos a flexión u ondas de choque. Estos materiales tienen una tenacidad a la fractura baja, entre 3-7 MPa m^{1/2}. Materiales como aceros de grado balístico tienen una tenacidad a la fractura que supera los 20 MPa m^{1/2}

El tiempo de interacción entre un material impactado y el proyectil es un parámetro importante que afecta su desempeño balístico. Los materiales cerámicos y vidrios solo pueden ser utilizados como armaduras si tienen un soporte adecuado. Siendo un material frágil, de no haber un soporte adecuado, la interacción entre el proyectil y el cerámico se verá limitada por su desplazamiento. Consecuentemente, se tendrá una fragmentación del proyectil insuficiente y la armadura fallará. Para forzar una mayor interacción entre el proyectil y el material cerámico, es necesario que el material cerámico este adecuadamente confinado. Este confinamiento puede ser conseguido utilizando adhesivos.

La distribución de la carga que es aplicada al material de soporte depende del área de la base de la fractura cónica. Esta área incrementa cuando se tiene un mayor espesor de material cerámico y cuando el coeficiente de Poisson es mayor. Trabajar con cerámicos de menor densidad permite incrementar el espesor sin tener un incremento significativo en el peso.

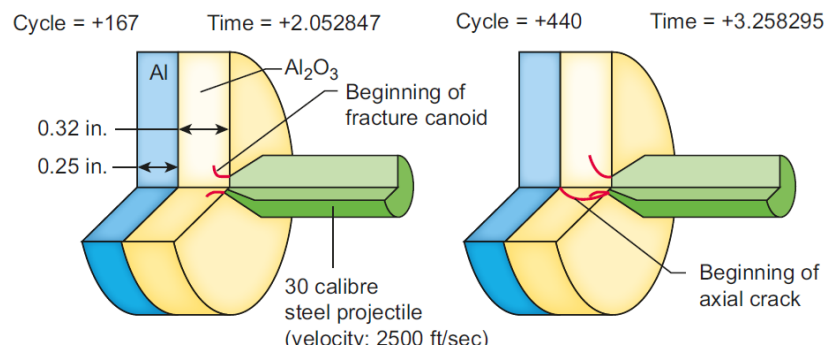


Figura 1.22 Formación de las fracturas cónicas y axiales cuando un cerámico es impactado por un proyectil

[14]

En la **Figura 1.22** se muestra la formación de las fracturas cónicas y axiales. La forma de dichas fracturas y la velocidad con la cual están se propagan dependen de la geometría de la armadura y de las propiedades del material. Los cerámicos con mejor desempeño balístico son aquellos que presentan una mayor resistencia a la compresión y a la tensión, una mayor dureza, una menor densidad y una mayor impedancia de choque.

Habiendo tantas propiedades y fenómenos involucrados en un impacto a balístico y el resultado de este, es beneficioso normalizar algunos parámetros para poder comparar el desempeño de distintos materiales. Una división del promedio del límite elástico estático y dinámico entre la densidad del material da como resultado la resistencia a la compresión efectiva normalizada.

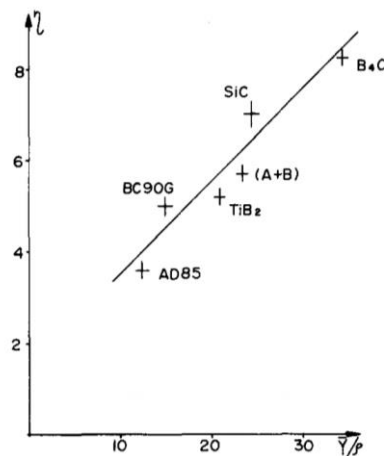


Figura 1.23 Relación entre el desempeño balístico de materiales cerámicos y la resistencia a la compresión efectiva normalizada [27] .

La **Figura 1.23** muestra los resultados de ensayos experimentales realizados por Z.Rozenberg en el año 1988 como parte de una investigación en la cual se expone la relación entre el desempeño balístico de varios materiales cerámicos y la resistencia a la compresión efectiva normalizada [27]. En esta investigación el desempeño balístico es determinado midiendo la penetración en el material de refuerzo, el cual es aluminio. Esta definición de desempeño balístico fue propuesta por el mismo autor en otro de sus trabajos. La fórmula que expresa el desempeño balístico en función de la penetración del material de refuerzo es:

$$n = \left(\frac{\rho_{Al} P_{Al}}{\rho_{Al} h_{Al}} \right) \quad (1.26)$$

El estudio mostró una clara relación entre ambas variables. A una mayor resistencia a la compresión efectiva normalizada, el material presenta un mejor desempeño balístico. Entre los materiales estudiados en la investigación, el que presentó un mejor desempeño balístico fue el carburo de boro.

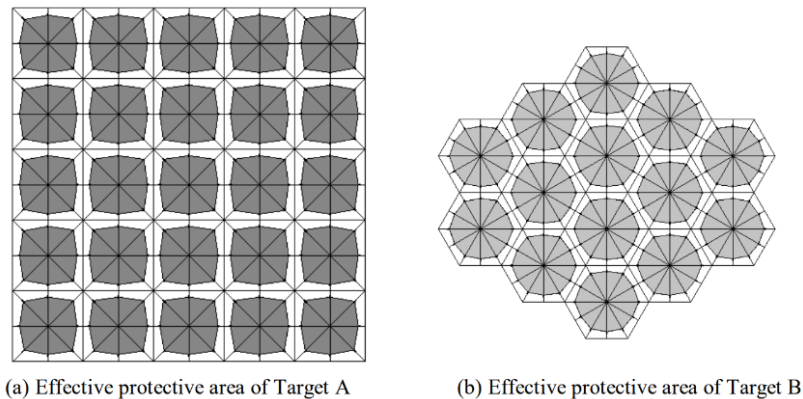


Figura 1.24 Área de protección efectiva de cerámicos de sección cuadrada y hexagonal [28].

La implementación de cerámicos en armaduras laminadas no se da mediante el uso de una única pieza de cerámico ya que esta se fragmentaría y toda la configuración fallaría. Es por ello por lo que se suelen utilizar piezas de cerámicos de geometrías varias, las cuales son fracturadas tras ser impactadas sin comprometer la integridad de las piezas aledañas. En la **Figura 1.24** se muestran piezas de cerámico de sección cuadrada y hexagonal, las cuales son las geometrías que son más comúnmente utilizadas en aplicaciones balísticas [28].

las áreas sombreadas en la figura corresponden a las áreas de protección efectiva. Dicha área hace referencia a la sección de la pieza en la cual el desempeño balístico es mayor. Esta área depende del dimensionamiento de las piezas, su geometría, confinamiento y el material. Las piezas de sección hexagonal son las que presentan una mayor área de protección efectiva. En [28] se realizaron pruebas experimentales y simulaciones computacionales que arrojaron como resultado un área de protección efectiva del 63.72% para las secciones hexagonales y 58.65% para las secciones cuadradas. Tanto las secciones

cuadradas como hexagonales presentan un área de protección efectiva superior a la que se tiene en piezas de cerámico de sección circular.

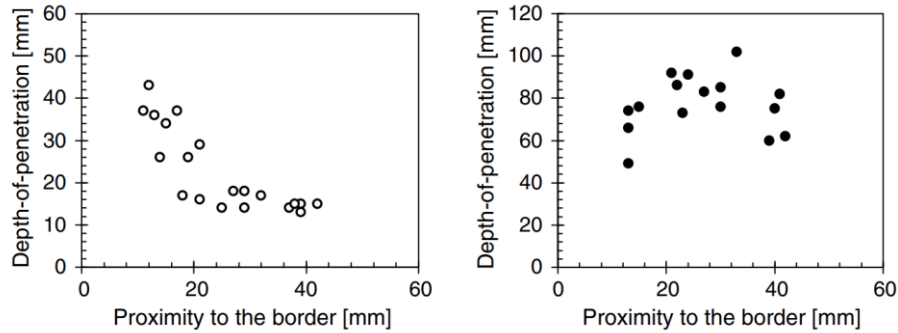


Figura 1.25 profundidad de penetración en piezas cerámicas de S_iC y S_2C (Sinterización en fase líquida) en función a la proximidad al borde de la sección [29].

En la **Figura 1.25** se muestra cómo es que la profundidad de penetración varía dependiendo de la proximidad del impacto al borde de la pieza de cerámico. En el carburo de silicio de sinterización en fase líquida no existe mucha diferencia, habiendo profundidades de penetración similares en proximidades al borde dentro del rango de 12 – 40 mm. El carburo de silicio de sinterizado directo presenta un desempeño balístico superior al que se tiene en el carburo de silicio de sinterización en fase líquida, lo cual se evidencia en las profundidades de penetración que se muestran en la figura. La mayor profundidad de penetración que el S_iC experimenta es de 42 mm y se da a una distancia aproximada de 10 mm del borde. Este valor es muy superior a las profundidades de penetración experimentadas a una distancia de aproximadamente 40 mm del borde, a la cual estas toman un valor por debajo de los 17 mm. Este comportamiento es análogo al área de protección efectiva, donde se observa que el desempeño balístico de los cerámicos es superior en el centro de las piezas.

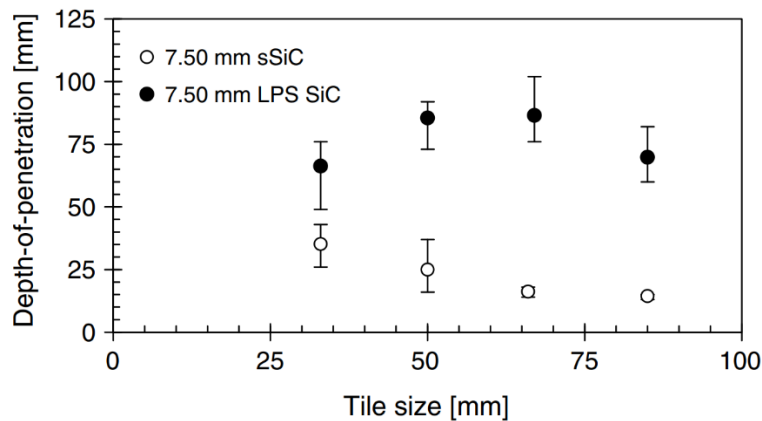


Figura 1.26 Profundidad de penetración de piezas cerámicas en función de su tamaño [29].

Los resultados experimentales de [29] muestran cómo es que el tamaño de una pieza cerámica está asociado al desempeño balístico de esta. En la **Figura 1.26** se observa que la profundidad de penetración disminuye conforme el tamaño de la pieza incrementa, resultado en un mayor desempeño balístico. Dentro de la data experimental disponible se observa que la mejora del desempeño no es tan notable cuando el tamaño del cerámico supera los 65mm. Una tendencia similar es observada en las piezas de sección cuadrada cuando su tamaño incrementa hasta tener un tamaño de lado de 100 mm.

| WEAPON CALIBER | METALS AND METAL LAMINATES* (mm) | CERAMIC LAMINATES* (mm) |
|----------------|----------------------------------|-------------------------|
| 7.62-mm | 27 | 54 |
| 12.7-mm | 45 | 90 |
| 14.5-mm | 51 | 102 |
| 20-mm | 70 | 140 |
| 23- to 25-mm | 75 | 145 |
| 30- to 50-mm | 76 (105)** | 152 |

Tabla 1.4 Requerimiento de espaciamiento entre centros de secciones cerámicas para armaduras vehiculares[30].

En la **Tabla 1.4** se muestran valores de tamaño de secciones cerámicas para armaduras vehiculares en función al calibre de arma que han de enfrentar. El tamaño de estas incrementa dependiendo de los requerimientos de protección establecidos.

1.5.2 Polímeros y materiales compuestos

Los polímeros pueden ser utilizados como materiales heterogéneos o estos pueden ser reforzados con el uso de fibras, teniéndose así un material compuesto. El término material compuesto hace referencia a materiales que tienen fibras continuas o discontinuas rodeado por un material denominado matriz. Los polímeros y materiales compuestos con una matriz polimérica no son un buen material balístico por su cuenta. Tienen una baja dureza, un bajo esfuerzo de fluencia y no son capaces de fragmentar un proyectil, es por lo que suelen ser utilizados como material de refuerzo. Lo mismo sucede con los materiales frágiles, no es favorable utilizarlos por su cuenta. La diferencia en el comportamiento de estos materiales por su cuenta hace que sean clasificados como materiales disruptivos y absorbedores. Los materiales polímeros y compuestos de matriz polimérica son clasificados como materiales absorbedores. Tal y como indica el nombre, su rol principal en las armaduras laminadas es el de absorber la energía cinética de un impacto deformándose.

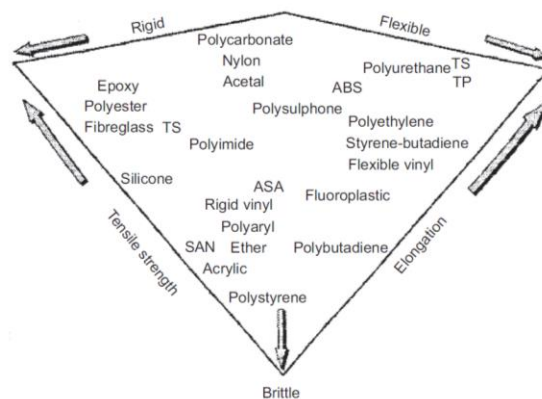


Figura 1.27 Tipos de polímeros y sus propiedades [20].

Las propiedades físicas y químicas que los materiales poliméricos exhiben dependen enteramente de su composición química y microestructura. En la **Figura 1.27** se muestra un esquema que clasifica distintos materiales en función a sus propiedades físicas, entre las cuales se tiene fragilidad, rigidez, resistencia a la tensión y flexibilidad. No es favorable que estos materiales sean frágiles. Su propósito es el de brindar soporte y confinar materiales disruptivos. De ser frágiles, el confinamiento no será beneficioso para

el desempeño balístico ya que el material se fragmentará y desplazará, minimizando la cantidad de energía cinética que es absorbida durante su interacción con el cuerpo que lo impacta.

| Resin type | Benefits | Drawbacks | Armour applications |
|------------|---|---|--|
| Polyester | Low cost; easy to process; RT curing; moisture-resistant | Flammable; low mechanical properties; low operating temperature | Marine; spall liners; external fixtures |
| Vinylester | Medium cost; low viscosity; good mechanical properties; RT curing; chemical-resistant | Flammable; low operating temperature | Maritime; spall liners; laminated armours; VBRI components |
| Phenolic | Medium cost; nonflammable; good mechanical properties | Toxic ingredients; difficult to process; can be brittle | APC structures; spall liners; bulk heads; ablatives |
| Epoxy | Excellent mechanical properties; good chemical resistance; approved for structural use; high operating temperatures | Expensive; high processing temperatures | Structural composite armours; ABALs; adhesive layers |

Tabla 1.5 Principales clases de resinas termo endurecibles [20].

Las resinas termo endurecidas son una selección de material matriz popular, teniendo protagonismo en aplicaciones marítimas, de transporte, aeroespacial y de defensa. En la **Tabla 1.5** se muestran los 4 tipos de resinas más usadas, sus beneficios, desventajas y aplicaciones en armaduras. Para propósitos estructurales e implementación en armaduras laminadas, el Epoxy es la resina con propiedades más favorables. Las fibras utilizadas en un material compuesto son tan importantes como lo es la matriz. Existen diferentes tipos de fibras, entre las cuales se tiene: fibras de vidrio, fibras de carbón, fibra aramidadas y fibras de polietileno.

1.5.3 Adhesivos

El uso de adhesivos es común en el desarrollo de protección balística ya que juegan un rol importante en el funcionamiento de las armaduras laminadas. Los roles principales

son mantener homogeneidad estructural antes y después de soportar un impacto y absorber parte de la energía transmitida por las ondas de estrés mediante deformaciones y delaminación [31]. Al desarrollar una armadura laminada con materiales cerámicos, se requiere que estos estén confinados. Esto es debido a su naturaleza frágil. El cerámico no puede estar sencillamente unido al material de soporte sin que su desplazamiento sea restringido. Esto puede ser conseguido con otras piezas que no permitan que este se desplace o mediante el uso de adhesivos. Entre los adhesivos balísticos comúnmente utilizados se tiene: Adhesivos Cianoacrilato, adhesivos basados en resina Epoxy, UHWPE (Polietileno de ultra alto peso molecular, EPDM (Caucho etileno-propileno-dieno), Burital de polivinilo y poliuretano termoplástico [32] [33].

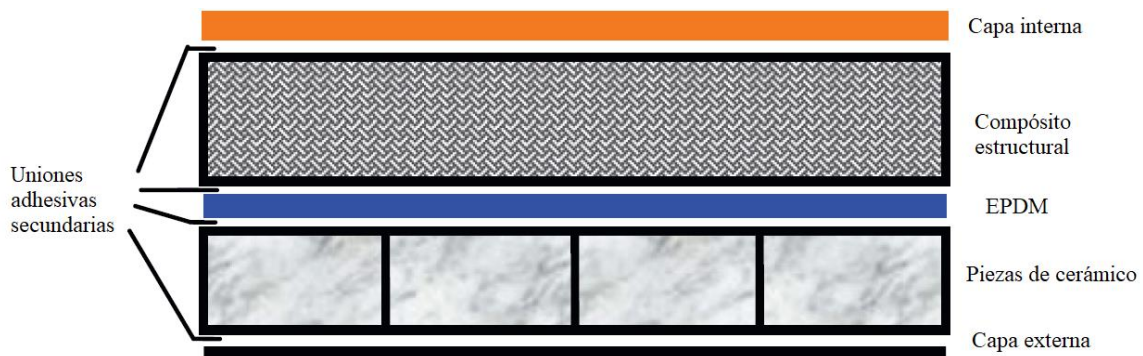


Figura 1.28 Sección transversal de una armadura laminada [33].

La **Figura 1.28** muestra la aplicación de materiales adhesivos en armaduras laminadas. En la armadura mostrada se tienen 5 capas de materiales distintos y consecuentemente 4 capas de adhesivo. Aplicar este material entre todas las capas asegura una correcta adhesión y tiene un impacto positivo en el desempeño balístico de la estructura. Además de asistir en el confinamiento del material cerámico, existen otros mecanismos por los cuales el material adhesivo afecta el desempeño balístico de la armadura laminada. Este actúa como un aislante, separando las múltiples piezas de cerámico que se tienen. Al estar separadas y aisladas, el daño que estas puedan recibir por las ondas de estrés ocasionadas por un impacto a otra pieza se ve reducido. Esto también se da porque se tienen más interfaces, entre las cuales la intensidad de la onda de estrés se repartirá en ondas transmitidas y ondas reflejadas.

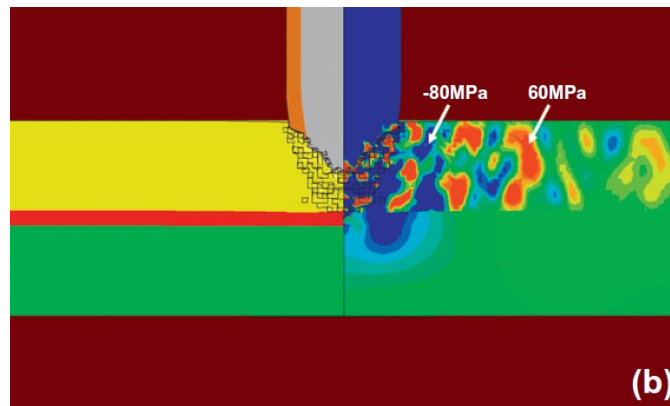


Figura 1.29 Variación de los esfuerzos en el impacto a una armadura laminada [33].

Cuando una armadura laminada es impactada por un proyectil, los mayores esfuerzos están presentes en la cara del cerámico que recibe el impacto y en el material de refuerzo. La presencia del adhesivo facilita la creación de una gradiente de esfuerzos, reduciendo así el daño que el resto de la estructura recibe[33]. Esta gradiente de esfuerzos puede ser observada en la **Figura 1.29**. La variación de esfuerzos a lo largo de la armadura dependerá del material adhesivo utilizado, su espesor y la magnitud del impacto. El espesor de la capa de adhesivo varía entre distintas armaduras laminadas dependiendo del dimensionamiento de las piezas cerámicos y con qué materiales se trabaja. Lo óptimo y recomendado para la aplicación de capas de adhesivo es un espesor de 0.3mm, es con este espesor que las armaduras laminadas tienen una mayor efectividad [32].

1.5.4 Relleno de escudos Whipple

| Rank* | Material | Density (g/cm ³) | Tensile strength (MPa) | Strength/weight (MPa-m ³ /kg) | Elastic tensile modulus (MPa) | Critical failure load per unit mass rear wall (N/kg) |
|-------|-------------|------------------------------|------------------------|--|-------------------------------|--|
| 1 | Kevlar 29 | 1.44 | 3620 | 2.51 | 82740 | 105580 |
| 2 | Spectra 900 | 0.97 | 2620 | 2.70 | 117215 | 39045 |
| 3 | Nextel 312 | 2.70 | 1724 | 0.64 | 151690 | 13059 |
| 4 | Al 7075T6 | 2.80 | 524 | 0.19 | 71708 | 2553 |
| 5 | Al 2219T87 | 2.85 | 462 | 0.16 | 73087 | 1947 |
| 6 | Al 6061T6 | 2.71 | 310 | 0.11 | 68950 | 931 |

Tabla 1.6 Capacidad de los materiales para absorber energía de impacto [16].

Los escudos Whipple rellenos se valen del uso de una capa intermedia que absorbe parte de la energía cinética de la nube de escombros resultante de la fragmentación de la basura espacial. Esto hace que la velocidad de las partículas baje y que el daño que sufre la pared posterior sea menor. Los materiales utilizados en el relleno de estos escudos suelen ser Nextel y Kevlar. En la **Tabla 1.6** se muestran materiales de relleno y su capacidad de absorber energía mecánica en un impacto. Los 3 materiales con mayor capacidad de absorción son materiales textiles, mientras que los que tienen una menor capacidad de absorción de energía son aleaciones de aluminio.

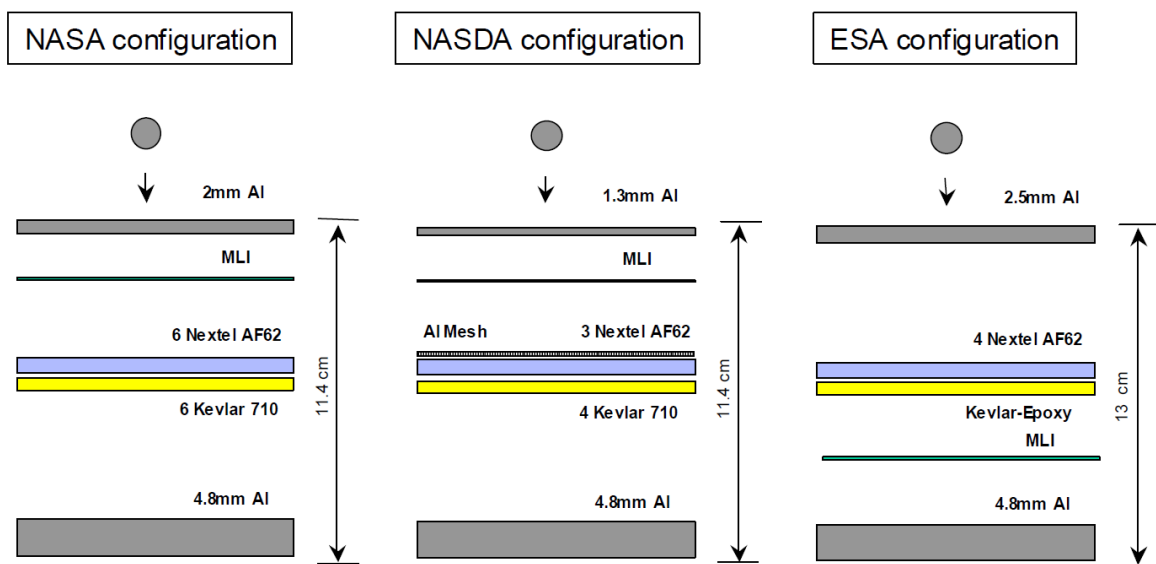


Figura 1.30 Configuraciones de algunos escudos Whipple rellenos utilizados en la ISS [34].

El Kevlar y Nextel son materiales utilizados en combinación porque cada uno aporta al desempeño balístico de una forma distinta. El primero que interactúa con la nube de escombros es la capa o las capas de Nextel, una fibra de cerámico trenzada. Esta cumple el propósito de fragmentar o vaporizar las partículas en la nube de escombros, sin afectar de manera significativa su energía cinética. La capa o las capas de Kevlar que le siguen son responsables de ralentizar la nube de escombros, haciendo que estas impacten a la pared posterior a una velocidad menor, reduciendo así el daño que esta experimenta. En la **Figura 1.30** Se muestran tres configuraciones de escudos Whipple rellenos, cada una con MLI entre sus paredes. En dichas configuraciones se puede observar que la capa de Nextel es la

que interactúa con la nube de escombros primero. Esto es característico de estos escudos y está presente en todos. El Kevlar y Nextel pueden ser utilizados por si mismos o pueden estar dentro de una matriz polimérica para hacer un material compuesto con fibras trenzadas, tal y como se ve en la configuración de la ESA.

El Kevlar no contribuye a la fragmentación o vaporización de las partículas, solo tiene el propósito de frenarlas. En la figura se muestran 3 configuraciones de escudos Whipple rellenos, cada una con MLI entre sus paredes. En dichas configuraciones se puede observar que el Nextel es el material de relleno que interactúa primero con la nube de escombros. Durante esta interacción, la partícula que impacta al escudo experimenta otra fragmentación, tras ello esta impacta al Kevlar, el cual absorbe parte de la energía cinética de la nube de escombros.

1.5.5 Armaduras Laminadas

Las armaduras, desde sus diseños más primitivos hasta los más recientes y capaces, han tenido un papel importante en la historia del hombre. En sus orígenes, estas consistieron en estructuras de un único material capaces de resistir impactos. Esto fue cambiando conforme se desarrollaron los conocimientos de ciencias de los materiales y manufactura que se manejan hoy. Los modelos de armaduras más eficientes que se conocen en la actualidad son aquellos que utilizan diferentes materiales laminados o en capas. Esto es porque cada material tiene propiedades que resultan provechosas para detener un proyectil. Aprovechar las propiedades balísticas que cada material puede ofrecer, da como resultado armaduras más capaces y eficientes. Las uniones entre las diferentes láminas de material pueden ser logradas por contacto, el uso de adhesivos o soldadura. Un tema de interés en las armaduras laminadas es el manejo de las ondas de estrés generadas por el impacto. El daño que estas pueden causar a la armadura, particularmente a materiales frágiles, puede ser reducido modificando las propiedades acústicas de los adhesivos utilizados.

| Categoría | Esquema | Variables |
|-------------|---------|--|
| 2 Capas | | <ul style="list-style-type: none"> • Material#1 • Material#2 • Espesor t1 • Espesor t2 • Método de unión |
| 3 Capas | | <ul style="list-style-type: none"> • Material#1 • Material#2 • Espesor t1 • Espesor t2 • Material de la capa interna • Espesor de la capa interna • Método de unión |
| Multi Capas | | <ul style="list-style-type: none"> • Número de materiales • Materiale • Espesores • Número de capas • Orientación de capas • Espesor total T • Método de unión |

Figura 1.31 Ejemplos de armaduras laminadas [20]

En la **Figura 1.31** se muestran 3 configuraciones de armaduras laminadas. Una de 2 capas, una de 3 capas y una de capas múltiples. En los ejemplos mostrados se exhiben parámetros de interés detrás del diseño de estas armaduras. Parámetros como: Materiales, espesor de cada capa, espesor total, técnica de vinculación, orientación de las placas, adhesivo utilizado, etc. Los materiales utilizados y la complejidad de una armadura laminada dependen estrictamente de sus aplicaciones y limitaciones económicas/técnicas. El número de armaduras laminadas que pueden ser diseñadas es infinito.

1.6 Ensayos de impactos a altas velocidades

La experimentación es una parte importante del diseño de cualquier elemento balístico. Es la alternativa más directa y confiable para recolectar información que puede ser utilizada para verificar simulaciones, hacer diseños y formular o corregir ecuaciones. Esta da resultados reales que cuantifican el desempeño balístico de la armadura puesta a prueba. Estas pruebas son valiosas porque además de proveer información fidedigna, permiten

analizar a detalle los mecanismos de falla y como es que el proyectil interactúa con la armadura que impacta. Esto puede resultar en observaciones que permitan optimizar los diseños desarrollados. Las ecuaciones de límite balístico son el resultado de una combinación de experimentación en laboratorios, consideraciones analíticas y simulaciones numéricas. Estos ensayos son realizados en laboratorios equipados con equipos capaces de hacer que los proyectiles alcancen las velocidades que se tienen en la órbita de la tierra. Entre los diversos equipos que hacen que esto sea posible, destaca la pistola de gas ligero de 2 etapas. Con esta tecnología se alcanzan velocidades entre el rango de 2 – 7 km/s [35].

No todos los impactos con escombros espaciales se encuentran dentro del rango de velocidades mencionados. Para realizar ensayos de impacto a velocidades que superan los 10 km/s, se utilizan otras tecnologías. El lanzador de hiper velocidad de 3 etapas desarrollado por los laboratorios nacionales de Sandías y el ISCL (Inhibited shaped charge launcher) son capaces de alcanzar dichas velocidades. Las desventajas de estas tecnologías son las limitaciones que se presentan en la geometría de los proyectiles. El lanzador de 3 etapas está limitado a realizar pruebas con proyectiles en forma de discos delgados y el ISCL con cilindros huecos. Estas geometrías no son representativas de las que tiene el escombros espacial [16].

1.7 Simulaciones computacionales

Las técnicas analíticas, el modelamiento matemático, el modelamiento numérico y las simulaciones computacionales son recursos que no son exclusivos al diseño de armaduras. Son una parte importante de la ingeniería moderna. Permiten analizar y cuantificar fenómenos de interés en procesos de diseño, mantenimiento e implementación de proyectos. El uso de estas herramientas reduce los costos de diseño al reducir la cantidad de pruebas experimentales que deben realizarse. Esto es particularmente beneficioso en el diseño de escudos MMOD. Las instalaciones necesarias para realizar pruebas experimentales de impactos a velocidades que superan los 5 km/s son costosas y requieren de equipos especializados.

| Software available | Processors | Equations of state | Strength models | Damage criteria | Contact |
|--------------------------------|---|--|--|--|--|
| ANSYS AutoDyn | Lagrangian ALE Eulerian SPH CFD | Polynomial Shock Two-phase liquid–vapor Ideal gas Jones–Wilkins–Lee Porous SESAME Tabular multiphase | Piecewise Johnson–Cook Johnson–Cook Zerilli–Armstrong Steinberg–Guinan High explosive (HE) Mooney–Rivlin Ceramic/glass (Johnson–Holmquist) | Maximum stress/strain Effective stress/strain Shear damage Orthotropic damage Johnson–Holmquist Johnson–Cook Orthotropic stress/ strain Tsai–Wu, Tsai–Hil Crack softening Stochastic | LEAP Australia http://www.leapaust.com.au |
| LSTC/ANSYS LS-DYNA | Lagrangian ALE Eulerian SPH CFD | Mie–Grueneisen JWL Ideal gas Polynomial | Steinberg Johnson–Cook Zerilli–Armstrong Johnson–Holmquist Ceramics Gurson Modified piecewise linear plasticity Rate-sensitive composite fabric Modified crushable foam Semianalytical model for polymers – 1 (SAMP) Rate-sensitive composite fabric | Johnson–Cook Composite damage with change failure Composite damage with Tsai–Wu failure Brittle damage Johnson–Holmquist Gurson | LEAP Australia http://www.leapaust.com.au LSTC http://www.lstc.com/ |
| Dassault Systemes ABAQUS | Lagrangian ALE Eulerian SPH CFD | Ideal gas Jones–Wilkins–Lee Linear U_s-U_p | Johnson–Cook Crushable-Foam Rate-dependent elastic- plastic | Ductile Shear Johnson–Cook Hashin damage for FR composites | Dassault systemes www.simuserv.com |
| Altair RADIOSS | Lagrangian Eulerian SPH CFD | JWL Lee–Tarver Mie–Grueneisen Incompressible fluid Multiphase + explosive Ideal gas | Johnson–Cook, Zerilli–Armstrong Ductile damage for porous materials, Gurson Closed cell foams Steinberg–Guinan Johnson–Holmquist | Johnson–Cook Spalling Traction (strain failure) Hashin Model Bao–Xue–Wierzbicki ductile failure Chang–Chang composite failure | Altair Hyperworks http://www.hyperworks-anz.com/ |

Tabla 1.7 Programas utilizados para simulación de impactos balísticos e información relevante de los mismos [20].

Existen muchos programas de simulación, cada uno con su propia capacidad, robustez, versatilidad y reputación. La **Tabla 1.7** muestra algunos de los programas más utilizados para simulaciones de impactos balísticos y sus características. Los resultados de las simulaciones computacionales son conseguidos utilizando ecuaciones de conservación de masa, momento y energía. Esto es logrado utilizando el método de elementos finitos, diferencias finitas, volúmenes finitos y métodos sin mallado [20]. Los casos de impactos suelen ser analizados utilizando hidrocódigos. Existen varios solvers que, como el nombre

indica, permiten resolver computacionalmente casos a analizar. Algunos de estos son los Métodos Lagrangianos, Eulerianos, ALE (Alternative Lagrangian Eulerian) y SPH.

En el método de partículas suavizadas (SPH) los cuerpos a analizar son discretizados en un determinado número de partículas que representan el volumen y la geometría de los materiales. Estas partículas retienen las propiedades del material al que corresponden e interactúan entre sí en un dominio limitado por una función de masa o suavizado .[36]

El método SPH tiene las virtudes de poder, de manera fidedigna, calcular el desplazamiento de las partículas involucradas en la simulación, poder ser aplicado para analizar interacciones entre geometrías complejas, poder analizar casos en los cuales se tienen grandes deformaciones y fragmentación y de implementar análisis físicos complicados que pueden ser empleados satisfactoriamente para analizar impactos a altas velocidades. Estas virtudes hacen que sea un método bastante versátil, siendo el más utilizado en las simulaciones de impactos balísticos.

El método SPH utilizado en la actualidad es el producto de múltiples modificaciones al método inicialmente propuesto. El método SPH estándar consiste en 2 procesos. El primer proceso es la aproximación de Kernel. Este proceso consiste en aproximar las variables de campo y sus derivadas utilizando información del dominio cercano. El dominio cercano es determinado por la función la longitud de suavizado h .

La aproximación de Kernel es expresada con las siguientes ecuaciones:

$$\langle f(x) \rangle = \int_{\Omega} f(x') W(x - x', h) dx' \quad (1.27)$$

$$\langle \nabla \cdot f(x) \rangle = \int_{\Omega} f(x') \cdot \nabla W(x - x', h) dx' \quad (1.28)$$

En el dominio delimitado por la longitud de suavizado, la función de masa W satisface las condiciones de normalización, apoyo de contacto y la propiedad de Dirac Delta.

Condición de normalización:

$$\int W(x - x', h) dx' = 1 \quad (1.29)$$

Condición de apoyo de contacto:

$$\text{if } |x - x'| \leq kh, \quad W(x - x') \geq 0 \quad \text{else} \quad W(x - x') = 0 \quad (1.30)$$

Propiedad de Dirac Delta:

$$\text{Lim}_{h \rightarrow 0} W(x - x', h) = \delta(x - x') \quad (1.31)$$

El proceso que sigue es la discretización de las aproximaciones de Kernel. Se discretiza en una sumatoria de partículas dentro del dominio cercano. Esta discretización recibe el nombre de aproximación de partículas.

La aproximación de partículas es expresada con las siguientes ecuaciones:

$$\langle f(x) \rangle = \sum_{j=1}^N \frac{m_j}{\rho_j} f(x_j) W(x_i - x_j, h) \quad (1.32)$$

$$\langle \nabla \cdot f(x) \rangle = - \sum_{j=1}^N \frac{m_j}{\rho_j} f(x_j) \cdot \nabla W(x_i - x_j, h) \quad (1.33)$$

Con el set de ecuaciones presentado se gobierna la aproximación de las propiedades de las partículas y se discretiza la geometría de los cuerpos involucrados

Las modificaciones que se realizaron al método SPH fueron principalmente para resolver problemas de inestabilidad e inconsistencias en los límites de frontera. El modelo SPH estándar presentaba un problema llamado inestabilidad a la tracción. Las partículas se aglutinaban en secciones en las cuales el material experimentaba estiramiento. Para resolver los problemas de inestabilidad y excesivas oscilaciones numéricas, se suele agregar un término de viscosidad artificial a las ecuaciones de conservación que rigen el modelo SPH.

La viscosidad artificial viene dada por:

$$\Pi_{ij} = \frac{-\alpha c_{ij} \mu_{ij} + \beta \mu_{ij}^2}{\rho_{ij}}, v_{ij} \cdot x_{ij} < 0 \quad (1.34)$$

$$\mu_{ij} = \frac{h_{ij} v_{ij} \cdot x_{ij}}{|x_{ij}|^2 + (\kappa h_{ij})^2} \quad (1.35)$$

Nomenclatura:

| | |
|----------|-----------------------|
| W | Función Kernel |
| h | Longitud de suavizado |
| α | Constante |
| β | Constante |
| μ | Viscosidad |

1.8 Entorno espacial y sus efectos

Todo buen trabajo de diseño ingenieril contempla, entre muchas cosas, el entorno de operación de lo que está siendo diseñado y como es que este interactúa con lo que se está diseñando. Los entornos de operación afectan los proyectos y en retorno los proyectos también afectan los entornos de operación. El espacio conocido es amplio y los entornos varían mucho en función a la proximidad a objetos astronómicos y más. Hablar de un

entorno espacial es algo bastante general. En este trabajo el enfoque se dará hacia el entorno espacial en las órbitas de la tierra, prestando particular atención a la órbita baja de la tierra. Esto es porque, siendo la basura espacial un producto indeseado de la actividad espacial humana, la mayor concentración de esta está presente en estas regiones del espacio.

1.8.1 Basura espacial

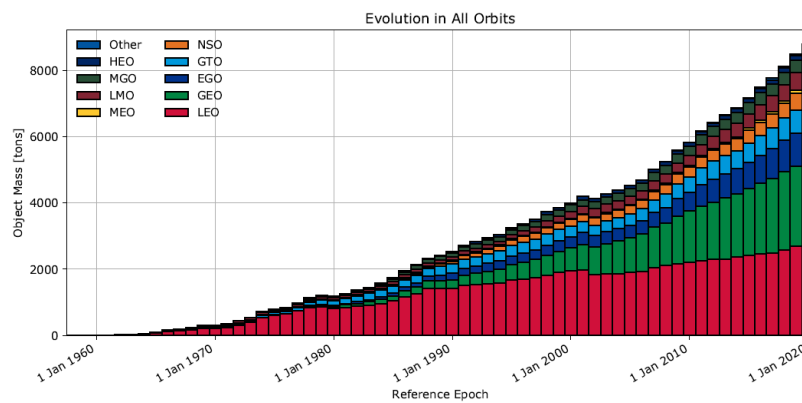


Figura 1.32 Evolución de la masa de basura espacial presente en las órbitas de la tierra [2].

La basura espacial, también descrita como escombros espacial, es un término que hace referencia a los objetos de origen humano que continúan en órbita cuando estos no sirven propósito alguno. El origen de estos objetos puede ser atribuido a accidentes, procesos relacionados a misiones o a su creación intencional [7]. La actividad humana en el espacio no ha dejado de aumentar desde que esta inició hace más de 6 décadas. Esto se evidencia en la data referente al tema que reportan varias agencias espaciales. En la **Figura 1.32** se muestra la evolución de la masa de escombros espaciales que se tiene. A la actualidad se estima que la masa total de los de objetos en órbita supera las 9200 toneladas. Esta se encuentra, en su mayoría, presente en las órbitas LEO y GEO.

| | |
|---|-----------|
| Número de satélites que han sido puestos en órbita | 10680 |
| Número de satélites que siguen en órbita | 6250 |
| Número de satélites funcionales | 3700 |
| Número de objetos en órbita catalogados y monitoreados | 28210 |
| Masa total de todos los objetos en las órbitas de la tierra (toneladas) | 9200 |
| Escombros espacial con un diámetro mayor a 10 cm | 34000 |
| Escombros espacial con un diámetro en el rango de 1 cm – 10cm | 90000 |
| Escombros espacial con un diámetro en el rango de 1mm – 1cm | 128000000 |

Tabla 1.8 Cifras de basura espacial y objetos en órbita. Elaboración propia a partir de [1].

En la **Tabla 1.8** se evidencia que el mayor número de objetos que son categorizados como basura espacial tienen un diámetro que se encuentra dentro del rango de 1mm – 1cm. Estos objetos son imperceptibles y consecuentemente las colisiones con ellos se vuelven inevitables. Lo que hace que estos escombros se conviertan en una amenaza para los objetos de origen humano en órbita y para la integridad de la tripulación que opera algunos de estos, son las velocidades que estos pueden llegar a alcanzar. La órbita LEO es la órbita terrestre que presenta la mayor cantidad de basura espacial. En ella los impactos con escombros espaciales se dan a velocidades relativas que oscilan entre 1 km/s y 15 km/s, teniendo una velocidad promedio de impacto de 9 km/s a una elevación de 400 km [37].

1.8.2 Entorno térmico

El cambio de posición respecto a la tierra y a los cuerpos astronómicos hará que las áreas expuestas de un satélite o estación espacial experimenten cambios de temperatura. Esto se da debido a que la radiación incidente sobre la superficie varía de forma cíclica, en función a su movimiento orbital. Es necesario cuantificar cuáles son las temperaturas máximas y mínimas que serán alcanzadas cuando el escudo MMOD está expuesto al entorno espacial de la órbita en la que se encuentre. Con esta información se debe evaluar cómo es que las propiedades que los materiales varían y si el desempeño balístico de la

armadura se verá afectado por estas variaciones. Estas temperaturas dependen, entre otros factores, de la protección térmica seleccionada.

1.8.2.1 Temperaturas alcanzadas y ciclos térmicos



Figura 1.33 órbitas terrestres [38].

La capa de ozono facilita la existencia de la vida en la tierra. Esta limita el ingreso de radiación, particularmente radiación ultravioleta. Un mayor ingreso de radiación traería consigo, entre varias cosas, mayores temperaturas y modificaciones al ADN de los seres vivos. La capa de ozono se encuentra a una elevación aproximada de 50 Km sobre la superficie terrestre mientras que la órbita baja de la tierra (LEO) se encuentra a una elevación que oscila entre los 180-2,000 Km [38]. A las elevaciones que se tienen en las órbitas terrestres no se cuenta con la protección ofrecida por la capa de ozono y la radiación proveniente del sol cae directamente sobre cualquier superficie.

La exposición a la radiación proveniente del sol no es continua, los satélites y las estaciones espaciales giran alrededor de la tierra y consecuentemente se tienen periodos de exposición y de no exposición a la radiación. Esto genera ciclos térmicos, teniendo superficies que alcanzan temperaturas máximas y mínimas en función de forma cíclica. Las temperaturas alcanzadas por las superficies expuestas dependen de:

- Las propiedades termo-ópticas del material

- Su posición respecto al sol
- Su posición respecto a la tierra
- Su posición respecto a otras superficies
- Periodo del ciclo térmico
- Su masa

Se suele asumir que las variaciones cíclicas de temperaturas oscilan entre $-120\text{ }^{\circ}\text{C}$ y $120\text{ }^{\circ}\text{C}$ [39].

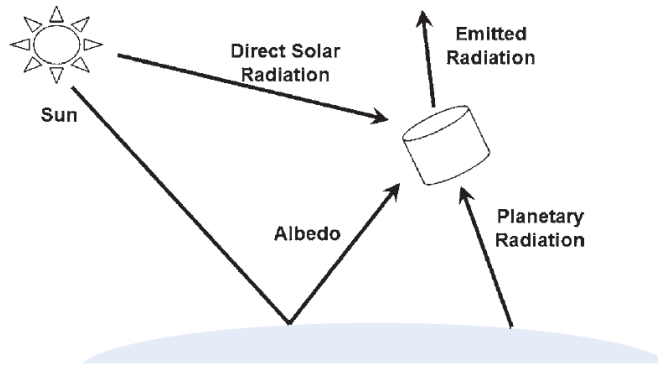


Figura 1.34 Intercambio de calor con el entorno [40]

En el espacio los intercambios de calor con el entorno están limitados a la radiación. Intercambios de calor por otros mecanismos como lo son la conducción y convección son considerados despreciables debido a la diminuta cantidad de masa que se encuentra en el vacío del espacio. La **Figura 1.34** muestra un esquema simplificado las entradas y salidas de calor en un objeto arbitrario.

Se tienen 3 entradas de radiación. La radiación solar directa es, como sugiere su nombre, aquella que impacta en la superficie de manera directa, sin haber encontrado algún obstáculo en su recorrido. Esta proviene de la superficie solar, la cual alcanza temperaturas de 5778 k [40]. El Albedo hace referencia a la radiación solar que es reflejada por la tierra. Esta se tiene, en mayor medida, por la presencia de la capa de ozono. La radiación

planetaria es la que proviene de la superficie terrestre. La salida de calor del cuerpo es la radiación emitida. Esta hace referencia a la radiación que el cuerpo emite hacia el entorno.

Las entradas y salidas de radiación no son lo mismo para todos los cuerpos y superficies en órbita. La presencia de estas y sus magnitudes dependen principalmente de su posicionamiento respecto al Sol, la tierra y otros cuerpos que actúen como una fuente de radiación. Una superficie puede, por ejemplo, no estar sometida a un flujo de radiación solar directa mientras que otra puede no estar sometida al albedo o a la radiación planetaria. Esto se da por la orientación de la estructura, la cual puede y suele variar en función de la rotación de todos los agentes involucrados.

1.8.2.2 Efectos de las temperaturas sobre distintos materiales

Los materiales no fallan únicamente cuando son sometidos a una carga que supera su esfuerzo de fluencia. Una pieza es sometida a diversas cargas a lo largo de su vida útil, resultando en cargas dinámicas cíclicas. Estas cargas afectan la microestructura del material, lo debilitan y generan fracturas. Este fenómeno es conocido como fatiga y afecta a materiales cerámicos, metálicos y polímeros. La aplicación de cargas puntuales cíclicas no es lo único que afecta a los materiales, estos también suelen estar sometidos a condiciones térmicas cíclicas.

Muchos de los entornos de operación de diversas máquinas y equipos, con excepción de los adiabáticos, experimentan variaciones de temperaturas en función del tiempo. El rango de temperaturas que se manejan varía de caso a caso, así como también varía la frecuencia con la cual estos cambios de temperatura se dan. La extensión de los efectos que la fatiga térmica tiene sobre los materiales depende mucho del entorno. En el espacio exterior los materiales se ven expuestos al frío del espacio y la radiación proveniente de objetos astronómicos. Esto resulta en oscilaciones térmicas que no pueden ser ignoradas. La resistencia al choque térmico es una propiedad importante en la determinación de la vida útil de un material. Los efectos que la fatiga térmica tiene sobre

los materiales dependen de las propiedades de estos. Un material dúctil, por ejemplo, no tiende a fracturarse por un choque térmico.

Los choques térmicos afectan las propiedades mecánicas de los materiales cerámicos, haciendo que estas empeoren en función a la diferencia de temperaturas a la cual el material ha sido sometido. La falla por fatiga térmica en cerámicos suele darse por la formación de fracturas, esto debido a que son materiales duros y consecuentemente frágiles. La capacidad que un material cerámico tiene para soportar choques térmicos es descrita por su resistencia al choque térmico. Entre las teorías existentes que buscan explicar el choque térmico de los cerámicos, destacan la de la fractura por estrés crítico y la del daño por choque térmico.

La primera de estas describe que los choques térmicos generan un estrés σ_T en el cerámico. Si este estrés supera a la resistencia σ_f del material, este se fragmentará. Entonces, según esta teoría, la resistencia al choque térmico se incrementará si se tiene un mayor esfuerzo de falla, un bajo módulo de Young y un bajo coeficiente de expansión térmica. Esto es porque los esfuerzos producidos por el choque térmico dependen de la expansión que el material experimenta. La segunda teoría indica que si la energía de deformación W supera la energía de fractura U requerida para la formación y propagación de fisuras, el material se dañará y eventualmente fallará. Esta teoría es generalmente utilizada para describir el comportamiento de cerámicos porosos, no de los cerámicos más duros, resistentes y densos [41].

Los acercamientos para la medición de la resistencia térmica de los materiales cerámicos están basados en las teorías mencionadas. Uno de los parámetros utilizados para evaluar la resistencia térmica de los cerámicos es la diferencia de temperatura crítica ΔT . Este valor hace referencia a la diferencia de temperaturas necesaria para que un cerámico experimente una súbita reducción en su resistencia a la flexión (Del 30% según el estándar ASTM C1525-04) o se forme una fractura lo suficientemente grande como para hacer que el material falle. [42].

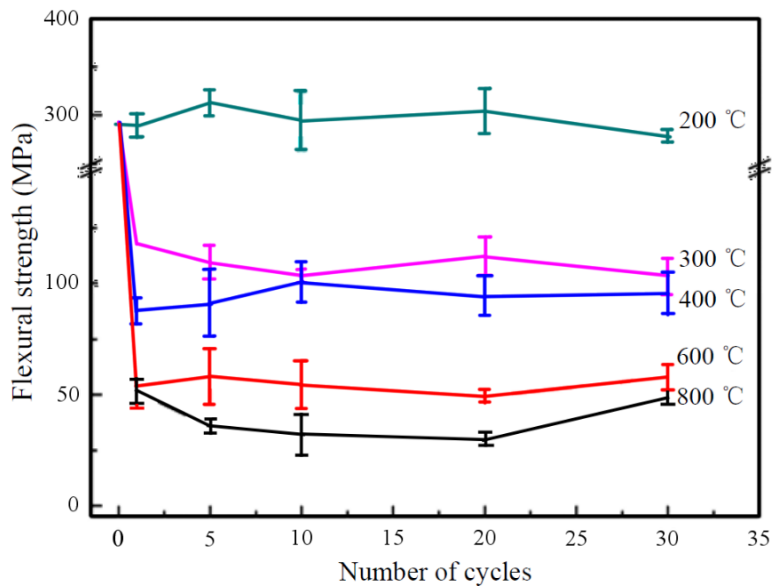


Figura 1.35 Efectos de los choques térmicos sobre la resistencia a la flexión de Al_2O_3 [42].

La **figura 1.35**, proveniente de una investigación que busca evaluar la resistencia al choque térmico de múltiples materiales cerámicos realizando una normalización, muestra el efecto que los choques térmicos con diferentes diferencias de temperaturas tienen sobre la alúmina, un material cerámico con muchas aplicaciones ingenieriles. Se observa que tras experimentar un primer choque térmico de un diferencia de temperatura de más de 300 C, la resistencia a la flexión sufre una súbita caída. La magnitud de esta disminución de la resistencia a la flexión se agrava cuando la diferencia de temperaturas experimentada por el material es mayor. El mayor choque térmico que se analiza en la investigación citada es de 800 °C. Tras experimentar esa diferencia de temperaturas, la resistencia a la flexión del material se reduce hasta alcanzar un valor aproximado de 25 MPa. Este escenario supone una disminución de su resistencia a la flexión de más del 90% valor inicial. Por el contrario, el choque térmico de menor magnitud resulta en una variación de la resistencia a flexión mínima. Posteriores choques térmicos aparentan no afectar el material de manera tan pronunciada como el primer cambio de temperatura.

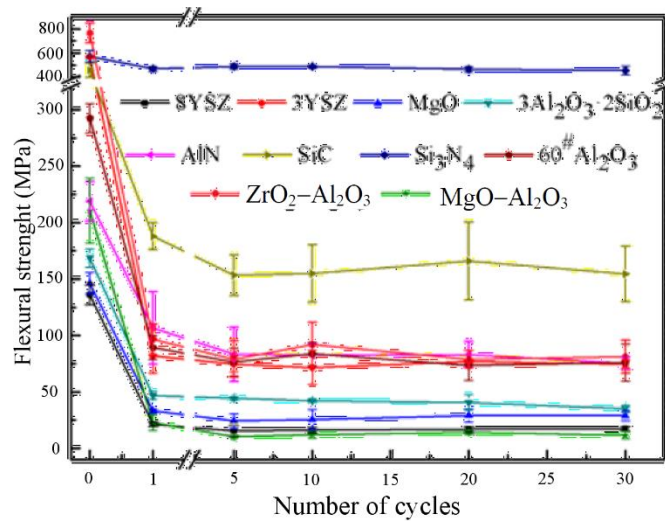


Figura 1.36 Efectos de choques térmicos de una diferencia de temperaturas de 600 °C sobre la resistencia a la flexión de varios cerámicos[42].

En la **Figura 1.36** se evidencia que el comportamiento observado en la alúmina está presente en otros materiales cerámicos. Las propiedades mecánicas se estabilizan tras haberse presentado un primer choque térmico.

Los efectos de los choques térmicos en materiales como polímeros y resinas difieren de los que se observan en los cerámicos. En los compuestos se tienen varios materiales, los cuales pueden tener propiedades térmicas muy distintas, entre ellas el coeficiente de expansión térmica. Una diferencia de coeficientes de expansión térmica puede resultar en la aparición de esfuerzos, esto debido a la diferencia en la deformación experimentada por los materiales. El principal daño que los choques térmicos ocasionan en materiales compuestos es la separación de la matriz y las fibras. Esto es atribuido a la expansión térmica experimentada, la formación de fisuras y la extensión de fisuras existentes. Las fisuras formadas y la exposición al exterior puede, en algunos casos, dar lugar al ingreso de partículas contaminantes, las cuales pueden ocasionar más daño al material cambiando sus propiedades mecánicas y térmicas.

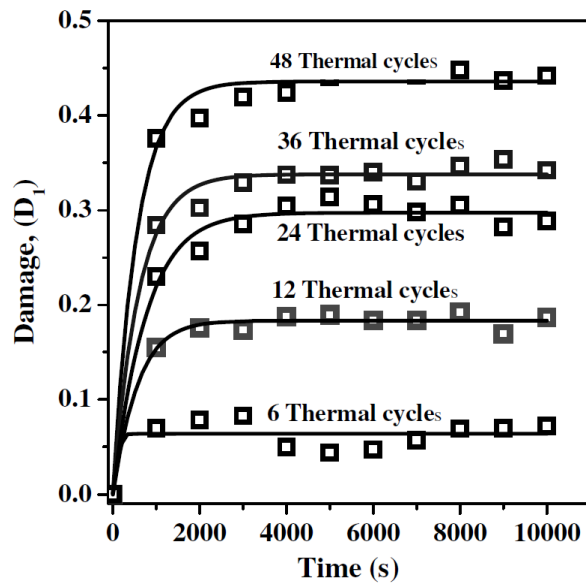


Figura 1.37 Daño soportado por el material compuesto en función al tiempo y número de choques térmicos al cual fue expuesto [43]

El material cuyo daño es expuesto en la **Figura 1.37** es un material compuesto, teniendo como matriz Epoxy y como material de refuerzo E-glass. Las temperaturas a las cuales las muestras estuvieron expuestas fueron de $-27\text{ }^{\circ}\text{C}$ y $50\text{ }^{\circ}\text{C}$, teniéndose entonces una diferencia de temperaturas de $77\text{ }^{\circ}\text{C}$. Para evaluar el daño que la fatiga térmica tiene sobre los materiales compuestos se introduce la variable D_1 (Damage), la cual es descrita por:

$$D_1 = 1 - \frac{E}{E_0} \quad (1.36)$$

Es entonces que esta variable describe el daño como una variación en el comportamiento elástico del material. Cuando la variable toma un valor mayor al que se ve en otro, esto significa que el módulo elástico del material ha presentado una mayor reducción y que ahora se requiere de un menor esfuerzo para obtener la misma deformación. El daño sobre las propiedades elásticas del material no depende únicamente el número de ciclos al cual se está expuesto, también depende de que tan súbitos han sido estos ciclos. Esto se evidencia observando la gráfica en la figura. Cuando los ciclos térmicos han transcurrido en un menor intervalo de tiempo, el daño sostenido por el

material no varía mucho en función al número de ciclos térmicos. Lo contrario sucede cuando el periodo de los ciclos térmicos se incrementa, teniéndose una mayor diferencia en el daño soportado por el material.

1.8.2.3 Sistemas de protección térmica

Todo sistema tiene condiciones de operación permisibles. Estas pueden darse en forma de temperaturas, vibraciones, velocidades, emisiones, etc. El enfoque en este capítulo caerá sobre las temperaturas permisibles de operación.

| Component | Operating temperatures, °C | Non-operating/turn-on temperature, °C | Survival temperature, °C |
|-----------------------|----------------------------|---------------------------------------|--------------------------|
| Typical electronics | -15 to +45 | -30 to +50 | -30 to +60 |
| Batteries | 0 to +25 | -10 to +30 | -10 to +30 |
| Infrared detectors | -269 to -173 | -269 to -173 | -269 to +35 |
| Fuel (hydrazine) | +10 to +50 | 120 | +5 to +110 |
| Solar cells | -100 to +120 | -100 to +120 | -100 to +120 |
| Gyros/reaction wheels | 0 to +40 | -5 to +45 | -10 to +50 |
| Optical systems | 21±1 | 21±1 | 21±1 |
| Antennas | -90 to +100 | -90 to +100 | -90 to +100 |

Tabla 1.9 Tolerancias térmicas en los subsistemas de una nave[40].

Las temperaturas de operación y de no operación permisibles varían entre los diversos subsistemas que un cuerpo de origen humano puesto en órbita pueda tener[40]. La **Tabla 1.9** muestra ejemplos de temperaturas permisibles en diversos subsistemas. Además de cumplir con estos requisitos, los sistemas de protección térmica deben garantizar que no se tengan grandes áreas con propiedades térmicas pobres. Esto es porque secciones de gran área con elevadas temperaturas tienen el potencial de estorbar labores de reparación, mantenimiento y supervisión de naves [39]. Existen diversas propuestas de sistemas de protección térmica. Entre estos sistemas se tiene el uso de losas cerámicas, RCC (Reinforced Carbon – Carbon), escudos de calor ablativos y aislamiento multicapas.

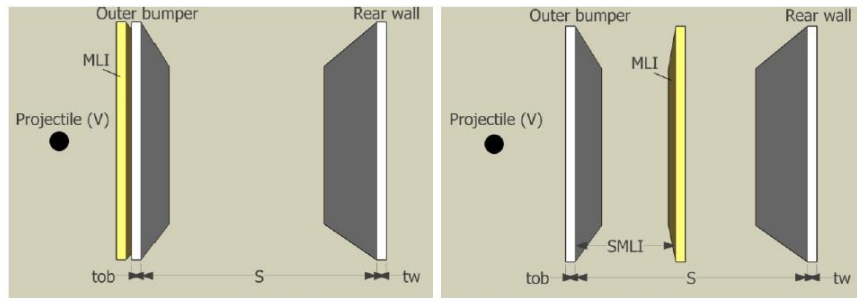


Figura 1.38 Implementación de aislamiento multicapas y escudos MMOD [34].

Entre los sistemas de protección térmica que se utilizan, el más resaltante y utilizado es el de aislamiento multicapas (MLI). En la **Figura 1.38** se muestran 2 configuraciones de la aplicación de escudos multicapas. Una de ellas es una aplicación externa, en la cual el MLI se encuentra fuera del escudo MMOD. La otra es una aplicación interna, teniéndose al MLI dentro del escudo MMOD.

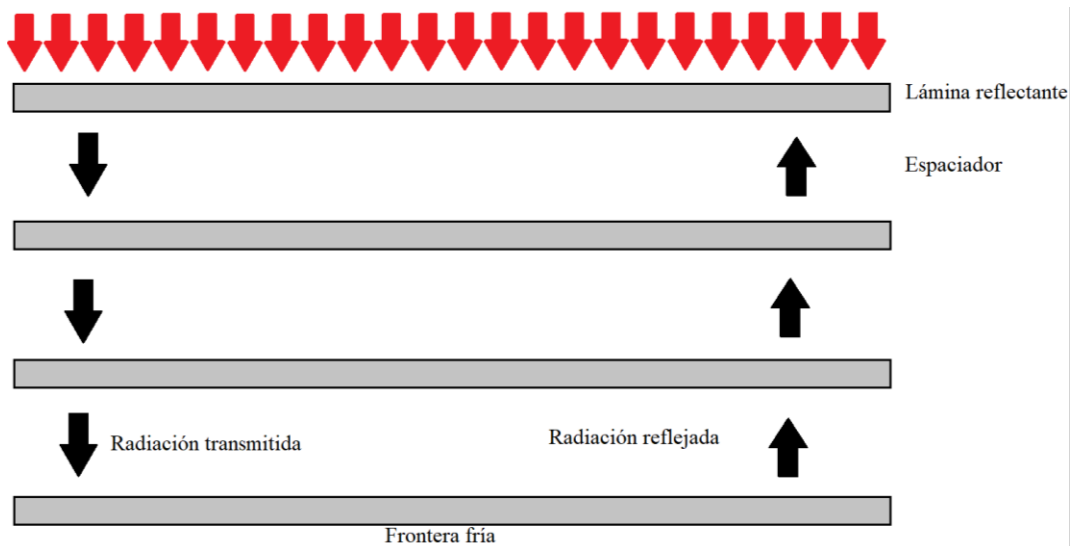


Figura 1.39 Esquema de un MLI. Fuente: elaboración propia a partir de [44]

Tal y como indica su nombre, los MLI consisten en múltiples capas de kapton o mylar con espaciadores de poca conductividad térmica y un recubrimiento de un material reflectivo, esto para reducir al mínimo el calor absorbido por la radiación de los cuerpos espaciales. La **Figura 1.39** muestra un esquema de un MLI y como es que el calor es dispersado para minimizar un incremento de temperatura en la frontera fría.

CAPÍTULO II

METODOLOGÍA

En este capítulo se exhibirá el paso a paso de cómo se dará el desarrollo de la investigación de esta tesis. Esto se realiza con el fin de ordenar el proceso de investigación, hacer que el trabajo sea replicable y garantizar el cumplimiento del objetivo general y los objetivos específicos planteados inicialmente.

Para lograr esto, la metodología es dividida en 4 etapas, cada una relacionada uno de los objetivos específicos listados. La primera etapa es el inicio del trabajo de investigación y consiste en identificar los requerimientos y condiciones de operación. La segunda etapa consiste en valerse de las ecuaciones de diseño y desempeño balístico de escudos Whipple relleno para diseñar un escudo Whipple relleno con un bumper externo de aluminio. En la tercera etapa se da el diseño de una armadura laminada para sustituir al bumper externo de aluminio obtenido en la etapa 2. Evaluando diferentes configuraciones y materiales, evaluando sus propiedades deseables y cuantificando el valor de cada una de estas se obtiene una configuración optima. Esta configuración será dimensionada en base a los requerimientos establecidos, entre los cuales se tiene una densidad por área permisible. La cuarta etapa consiste en realizar simulaciones computacionales que permitan evaluar el desempeño de la configuración propuesta. Se realizarán simulaciones a velocidades relativas de impacto de 8 Km/s y 14 Km/s.

2.1 Diagrama de flujo de la metodología propuesta

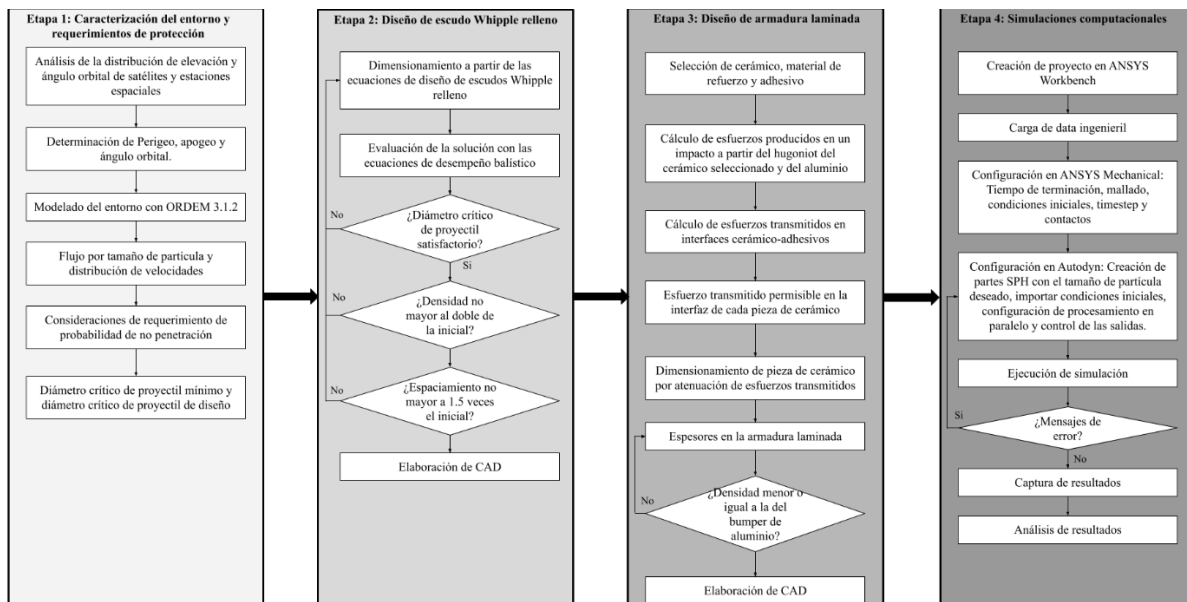


Figura 2.1 Diagrama de flujo de la metodología a seguir.

2.2 Etapa 1

Esta primera etapa consiste en establecer los requerimientos que guiarán el proceso de diseño y análisis de la armadura laminada. Se determina el entorno de operación, se caracteriza con valores de flujo de partículas en función a su tamaño, distribución de la velocidad de dichas partículas y se establecen requerimientos de funcionalidad medibles.

2.2.1 Condiciones de impacto y entorno

Antes de iniciarse cualquier proyecto de ingeniería, es necesario establecer las condiciones de operación y lo que se espera del proyecto en el cual se trabaja. Los parámetros que definen las condiciones de operación y los requisitos del proyecto proveen información que guiará el trabajo de diseño. Desconocer esta información es perjudicial para cualquier proyecto ya que existe el riesgo de que el producto entregado no pueda

operar de manera óptima. Esto debido a que las consideraciones que han sido tomadas durante la etapa del diseño pueden ser erradas y no representativas del entorno en el cual el producto diseñado debe operar.

En el caso de este trabajo de investigación, las condiciones de operación que tienen más relevancia son: Temperaturas, radiación, velocidad relativa de impacto, ángulo de impacto, composición y forma de la basura espacial. Las condiciones a las cuales un escudo MMOD está expuesto dependen casi exclusivamente de en qué órbita se encuentre y de su posición respecto al sol y otros objetos astronómicos. La determinación de condiciones de impacto y caracterización del entorno es el primer paso para la realización de este trabajo. Tomar distintas fuentes como reportes, investigaciones y modelos hará que las consideraciones tomadas sean acertadas.

Entidades como la ESA (Agencia espacial europea) y la NASA poseen información sobre el estado de la basura espacial, caracterizándola por su composición y geometría, esta información es mencionada en el capítulo 1.7.1. Los esfuerzos de caracterización del entorno espacial en lo referente a escombros espaciales y micro meteoros no se limitan a proporcionar la información mencionada, existen modelos desarrollados para describir el entorno de la basura espacial en función de la elevación, el año y la inclinación orbital de alguna superficie. Entre dichos modelos están: BUMPER, MEM, ORSAT, DAS Y ORDEM [37].

El acercamiento por el cual se opta para modelar el entorno de operación en cuanto a la presencia de basura espacial y micro meteoroides es el uso de un modelo. Se solicitó una copia del programa ORDEM 3.1.2 a la NASA mediante la plataforma virtual del catálogo de software que poseen. Con la información obtenida a partir del modelo se podrá conocer el flujo de partículas por unidad de área en un tiempo determinado en función de su tamaño y la distribución de velocidades a las cuales estas viajan. A partir de esa data se establecerán los requerimientos de protección mínimos que el escudo MMOD a diseñar debe exceder.

2.2.2 Lista de exigencias

Las exigencias del producto este trabajo de investigación son planteadas con el fin de asistir el desarrollo de esta y evaluar el resultado. Estas son formuladas a partir de los requerimientos que han de ser cumplidos para que la solución propuesta pueda ser considerada satisfactoria. Si todas las exigencias planteadas son satisfechas, entonces es posible afirmar que el resultado de la investigación es exitoso ya que se estarían cumpliendo los objetivos planteados.

Las exigencias son:

Función principal: El escudo Whipple relleno con la armadura laminada propuesta como bumper externo deberá tener un diámetro crítico de proyectil que se encuentre por encima del diámetro crítico de diseño establecido a las velocidades que se tienen en la órbita de operación, siendo el proyectil de aluminio. El bumper fragmentará el proyectil de forma tal que la nube de escombros resultante no causará la falla del escudo por ninguno de los criterios de falla que se manejen.

Mejora: La armadura laminada ofrecerá una mejora de desempeño balístico al implementarse como bumper externo, remplazando al aluminio. Esto se consigue teniendo un desempeño superior al de un escudo Whipple relleno tradicional. Esta mejora debe ser medible por el diámetro del orificio, distribución de la nube de escombros, variaciones en la pérdida de energía de la basura espacial, esfuerzos o abultamiento en la pared posterior, etc.

Multi impacto: El bumper será capaz de soportar múltiples impactos a pesar de tener material cerámico expuesto directamente al impacto. El adhesivo seleccionado, la cantidad aplicada y el material de refuerzo deben ser capaces de distribuir los esfuerzos de forma tal que las piezas de cerámico aledañas no se fracturen cuando una de estas es impactada.

Fabricación: Las dimensiones y geometría del material cerámico y material de refuerzo seleccionado serán unas que puedan ser fabricadas por procesos de manufactura que se

manejan en la actualidad. De no ser posible esto, la propuesta perdería sentido y se convertiría en una solución inviable.

Peso: La densidad por área conseguida debe ser menor o comparable con la de un bumper externo de aluminio. El propósito de esto es que los costos de puesta en órbita de un escudo Whipple relleno con el bumper propuesto no se eleven de manera considerable o, en el mejor escenario, se vea reducido con la implementación de la armadura laminada.

Robustez: La solución será capaz de soportar los efectos de la radiación y choques térmicos sin que esta sufra daños significativos y sin que el desempeño balístico se vea comprometido con la prolongada exposición al entorno.

Fecha de entrega: El trabajo de investigación debe de haber finalizado el mes de septiembre del año 2022.

Los deseos son:

Ensamblaje: La armadura laminada debe de ser sencilla de ensamblar, sin necesidad de exponer las piezas a altas presiones o temperaturas.

Reparabilidad: De haberse fragmentado una pieza de cerámica tras ser impactada, una tripulación debería ser capaz de sustituirla por otra valiéndose de herramientas e insumos disponibles.

| LISTA DE EXIGENCIAS | | |
|------------------------------|--------------------------|---|
| Tema de investigación | | Diseño, análisis y simulación computacional de una armadura laminada como bumper externo para su uso como bumper externo en escudos Whipple rellenos |
| Prioridad | Deseo o exigencia | Descripción |
| 1 | E | FUNCIÓN PRINCIPAL:Tener un diametro crítico de proyectil mayor o igual al diámetro crítico de proyectil de diseño. |
| 2 | E | MEJORA:Obtener un desempeño balístico superior al que se tiene en los bumpers de aluminio. |
| 3 | E | MULTI IMPACTO: Ser capaz de soportar un impacto sin fragmentar piezas de cerámico aledañas. |
| 4 | E | FABRICACIÓN: El dimensionamiento del escudo debe estar dentro del rango de magnitudes que pueden ser fabricadas con métodos de manufactura actuales. |
| 5 | E | PESO: La densidad por área debe ser igual o menor a la que se tiene en escudos con bumpers externos de aluminio. |
| 6 | E | soportar las condiciones de operación en la órbita LEO sin comprometer su desempeño balístico. |
| 7 | D | ENSAMBLAJE: Las piezas deben poseer una geometría sencilla, al igual que el ensamblaje |
| 8 | D | REPARABILIDAD: Piezas dañadas deben de poder ser remplazadas con los recursos disponibles en unidades tripuladas |
| 9 | E | |

Tabla 2.1 Lista de exigencias.

2.3 Etapa 2

En esta segunda etapa del trabajo de investigación se realiza el diseño de un escudo Whipple relleno a partir de las ecuaciones de diseño y de desempeño balístico de estos escudos. Se recurre al uso de estas ecuaciones tras haber establecido cuales son los requerimientos de protección que el escudo MMOD ha de satisfacer en la etapa 1. El proceso de dimensionamiento a partir de estas ecuaciones es iterativo. El proceso de iteración suele ser facilitado por el uso de programas especializados como lo es BUMPER. Ya que no se cuenta con acceso a dichos programas, se recurrirá a realizar un dimensionamiento inicial, evaluar si cumple o no con los requerimientos y mediante iteraciones, presentar soluciones que cumplan con los requerimientos establecidos

2.3.1: Diseño de un escudo Whipple relleno

Para evaluar el desempeño de la armadura laminada que se va a diseñar es necesario tener una alternativa con la cual compararla. Siendo el objetivo proponer una mejora a los escudos Whipple rellenos utilizando una armadura laminada, se opta por comparar su desempeño por un escudo Whipple relleno tradicional, aquel tiene posee una pared de Al6061 como bumper externo.

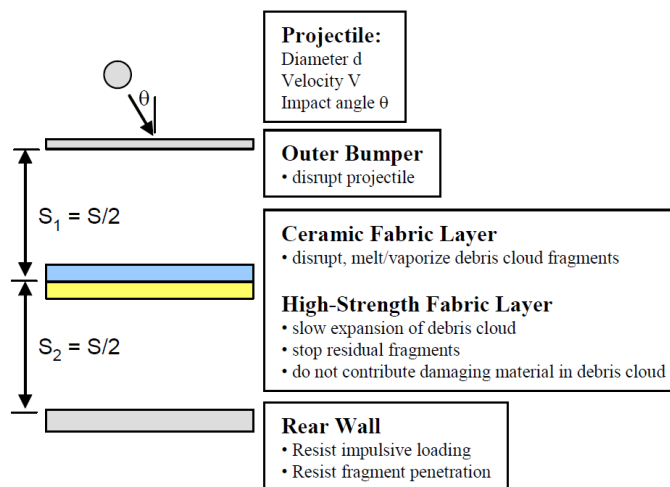


Figura 2.2 Diagrama de un escudo Whipple relleno [37].

El dimensionamiento del escudo Whipple relleno debe de realizarse valiéndose de las ecuaciones de diseño y evaluación de desempeño disponibles. A partir de estas ecuaciones se obtendrán valores de espaciamiento, espesores y densidades que caracterizan al escudo. Este será diseñado teniendo en consideración los requerimientos de protección establecidos. El espaciamiento entre paredes, la densidad de la capa intermedia y espesor de la pared posterior son parámetros que se mantendrán constantes para evaluar el nuevo bumper. En la **Figura 2.2** se muestra un diagrama de un escudo Whipple relleno. Dentro de ese diagrama se muestra el bumper externo, el material de relleno, la pared posterior y el espaciamiento.

2.4 Etapa 3

El enfoque de esta tesis es el diseño de una armadura laminada que pueda utilizada como bumper externo de un escudo MMOD, buscando sustituir las paredes de aluminio que suelen utilizarse. En esta etapa del trabajo de investigación se diseña la armadura laminada a utilizar. Esto será logrado a partir de la evaluación del uso de distintos materiales y configuraciones mediante una matriz morfológica. Tras tener un diseño conceptual inicial, se procederá a dimensionar las piezas de cerámica y los espesores de cada capa con el sustento de los conceptos introducidos en el marco teórico.

2.4.1: Selección del número de capas y capas intermedias

Las armaduras compuestas y consecuentemente las laminadas, son aquellas que utilizan distintos materiales para aprovechar sus propiedades balísticas y obtener soluciones más eficientes que sus contrapartes monolíticas. Su definición deja mucho a la imaginación. Es por ello por lo que el primer paso a seguir al diseñar una es seleccionar que tipo de configuración se desea diseñar. Se tiene que especificar el numero capas con el cual se desea trabajar, el espaciamiento entre ellas y cuantos materiales se van a utilizar. Esta selección debe de realizarse considerando las limitantes dimensionales que se tienen, así como la masa final del bumper y los métodos de manufactura que permitirán fabricarlo. Sería poco acertado, por ejemplo, proponer una configuración con un número de capas que

haría que el espesor del material cerámico sea uno tan pequeño que no puede ser producido de manera satisfactoria por los métodos de manufactura que se manejan. Con esta información ya definida y habiendo justificado la selección se puede proceder a los siguientes pasos.

2.4.2: Cerámico a utilizar

En el marco teórico se expusieron los mecanismos de falla de los materiales cerámicos y las propiedades que tienen una mayor influencia en su desempeño balístico. Es en este paso del trabajo de investigación que esa información cobra mayor relevancia. La selección del material cerámico debe ser realizada teniendo conocimiento de esta información.

Las propiedades que serán consideradas para la selección de este material serán:

- a) Dureza: Esta propiedad representa la resistencia que un material posa a la deformación plástica localizada o a la indentación superficial permanente. Esta es importante en el desempeño balístico de los cerámicos ya que está relacionada a la erosión y/o fragmentación de los proyectiles que impactan su superficie. Una mayor dureza es considerada favorable.
- b) Impedancia de choque: Cuantificada como el producto de la densidad del material por la velocidad de ondas de choque en este, esta propiedad representa la capacidad que un material tiene para generar presión tras ser sometido a un impacto [12]. Durante un impacto se generan ondas de presión que son propagadas tanto en el proyectil como en el objetivo. Una mayor impedancia de choque es asociada a una mejor fragmentación del proyectil, por lo cual es favorable.
- c) Coeficiente de Poisson: Es una variable adimensional que se obtiene dividiendo la deformación transversal de una probeta entre la deformación longitudinal que esta sufre cuando es sometida a una carga axial. Esta propiedad toma importancia en el desempeño balístico de un cerámico mediante su influencia en la formación de la fractura cónica. Un mayor coeficiente de Poisson es asociado a la formación de un

cono con una sección transversal de mayor tamaño, resultando en esfuerzos de menor magnitud siendo transmitidos al material de soporte [21].

- d) **Densidad:** El propósito de esta investigación es proponer una armadura laminada que mejore el desempeño balístico de los escudos MMOD que utilizan un bumper externo de aluminio. Es por ello la densidad es una de las propiedades que tiene más protagonismo en la selección del material no solo cerámico, sino también el material de soporte y el adhesivo. La densidad, además, permite normalizar las demás propiedades para comparar cada material en función a su peso, asistiendo la selección de materiales. Los materiales con menor densidad serán favorecidos sobre aquellos que tienen mayor densidad.
- e) **Resistencia a la compresión:** Capacidad de un material de soportar cargas que actúan sobre este, comprimiéndolo. Cuando esta es superada el material falla por pandeo o por fractura, dependiendo de sus propiedades. Siendo los cerámicos materiales frágiles, estos son fracturados cuando su resistencia a la compresión dinámica o estática es superada. Que el cerámico sea fracturado por la acción de cargas compresivas de bajas magnitudes es perjudicial para el desempeño balístico del material ya que su tiempo de interacción con el proyectil se ve afectada.

Cada una de estas propiedades están relacionadas al desempeño balístico del material. Adicionalmente de esta información técnica, el costo de estos materiales y las limitantes dimensionales que su manufactura posa también son parte de los criterios que se utilizaran para guiar la selección del material.

| Material | Dureza (Knoop) | | Coeficiente de Poisson | | Densidad (kg/m ³) | | Resistencia a la compresión (MPa) | | Resistencia a la flexión (MPa) | | Módulo de Young (GPa) | |
|--------------------------------|----------------|------|------------------------|------|-------------------------------|------|-----------------------------------|------|--------------------------------|-----|-----------------------|-----|
| | | | | | | | | | | | | |
| SiC | 2780 | 2800 | 0.14 | 0.21 | 3000 | 3200 | 2780 | 5500 | 310 | 400 | 370 | 490 |
| B ₄ C | 2600 | 3200 | 0.17 | 0.19 | 2100 | 2700 | 2583 | 5687 | 170 | 410 | 240 | 460 |
| Al ₂ O ₃ | 960 | 1660 | 0.22 | 0.24 | 3400 | 4100 | 2070 | 2620 | 260 | 340 | 220 | 370 |
| TiB ₂ | 2800 | 2800 | 0.11 | 0.11 | 4500 | 4500 | 3540 | 3735 | 380 | 380 | 290 | 290 |

Tabla 2.2 Propiedades relevantes de materiales cerámicos considerados para la selección. Las propiedades del aluminio son listadas como punto de comparación[45] [46].

Habiendo listado los cerámicos que se considerarán para el diseño del bumper y tras haber cuantificado todas sus propiedades relevantes, resta hacer una ponderación. Esto con el propósito de valorar el material en función de todas sus propiedades. Cada material es puntuado por cada propiedad de manera independiente. Los puntos son sumados y los materiales con propiedades más atractivas son identificados. Para la ponderación no todas las propiedades tienen el mismo peso. Las que tienen un mayor efecto en el desempeño balístico del cerámico deben recibir un mayor peso en la ponderación.

| Material | Dureza | Coefficiente de Poisson | Resistencia a la compresión | Resistencia a la flexión | Módulo de Young | Evaluación |
|----------|--------|-------------------------|-----------------------------|--------------------------|-----------------|------------|
| SiC | 0.745 | 0.753 | 0.775 | 0.755 | 0.951 | 7.958 |
| B4C | 1.000 | 1.000 | 1.000 | 1.000 | 1.000 | 10.000 |
| Al2O3 | 0.289 | 0.818 | 0.363 | 0.531 | 0.539 | 5.080 |
| TiB2 | 0.515 | 0.326 | 0.469 | 0.494 | 0.442 | 4.492 |

Tabla 2.3 Evaluación de los materiales cerámicos a considerar en base a sus propiedades mecánicas normalizadas en función de su densidad.

2.4.3: Adhesivo a utilizar

Una armadura laminada es una estructura en la cual cada parte tiene un espacio y una función asignada. Estando compuesta por múltiples materiales y capas en función de su configuración, los adhesivos cobran importancia al cumplir el rol de mantener toda la estructura unida, uniendo cada capa con otra para que la armadura funcione como debería sin desarmarse tras un único impacto. El uso de adhesivos no es la única forma de unir distintas capas, pero es la que tiene un menor efecto en las propiedades mecánicas de los materiales ya que no involucra un cambio químico o exposición a temperaturas que podrían cambiar las propiedades de los materiales a los que se adhieren. La razón por la cual se opta por utilizar adhesivos para unir las capas de la armadura en esta investigación es porque ofrecen una adherencia uniforme y consecuentemente una mejor distribución de esfuerzos, lo cual resulta en una reducción de daños en zonas aledañas a algún punto de impacto.

| Material | Densidad (kg/m ³) | Resistencia a la tensión (MPa) | Módulo de Young (GPa) | Impedancia elástica (kg/m ² s) E06 |
|---------------------------|-------------------------------|--------------------------------|-----------------------|---|
| EPDM | 860 | 7-21 | 6 | 2.27 |
| Cianoacrilato | 1060 | 27.5 | 3 | 1.78 |
| Burital de polivinilo | 1070 | 1.59 | 3.69 | 1.98 |
| Poliuretano termoplástico | 1230 | 34 | 5.5 | 2.6 |

Tabla 2.4 Propiedades de interés de adhesivos tentativos [45] [46] [47] .

| Material | Densidad | Resistencia a la tensión | Impedancia elástica | Evaluacion |
|---------------------------|----------|--------------------------|---------------------|------------|
| EPDM | 1.00 | 0.63 | 0.78 | 8.58 |
| Cianoacrilato | 0.81 | 1.00 | 1.00 | 10.00 |
| Burital de polivinilo | 0.80 | 0.06 | 0.90 | 6.26 |
| Poliuretano termoplástico | 0.70 | 1.07 | 0.68 | 8.71 |

Tabla 2.5 Evaluación de los adhesivos a considerar en base a sus propiedades mecánicas normalizadas en función de su densidad.

2.4.4: Material de refuerzo a utilizar

El material de refuerzo se hace presente en el desempeño balístico de una armadura laminada siendo responsable de absorber una fracción de la energía cinética del impacto y brindando soporte al material disruptivo, resultando en una mayor interacción con el proyectil, haciendo que este experimente una mayor fragmentación y erosión. Todo tipo de armadura laminada que se valga del uso de materiales frágiles para fragmentar la partícula que la impacta debe de tener algún material de refuerzo para agraviar la fragmentación y permitir que la armadura pueda ser utilizada en más de una instancia.

| Material | Densidad (kg/m ³) | Resistencia a la tensión (MPa) | | | Módulo de Young (GPa) | Dureza | Impedancia elástica (kg/m ² s) E06 |
|---------------|-------------------------------|--------------------------------|--------|----------|-----------------------|------------------|---|
| | | Mínimo | Máximo | Promedio | | | |
| Policarbonato | 1200 | 39 | 70 | 64.5 | 2.36 | 120 (Rockwell R) | 1.68 |
| Epoxy | 1350 | 1.03 | 2900 | 563 | 35.2 | 80.2 (Shore D) | 6.89 |
| UHMWPE | 950 | 48 | 48 | 48 | 41 | 63 (Shore D) | 6.24 |

Tabla 2.6 Propiedades de interés de materiales de refuerzo tentativos [45] [46] [47].

| Material | Densidad | Resistencia a la tensión | Dureza | Impedancia elástica | Evaluación |
|---------------|----------|--------------------------|--------|---------------------|------------|
| Policarbonato | 0.79 | 0.50 | 1.00 | 1.00 | 10.00 |
| Epoxy | 0.70 | 1.00 | 0.53 | 0.50 | 8.30 |
| UHMWPE | 1.00 | 0.47 | 0.58 | 0.39 | 7.41 |

Tabla 2.7 Evaluación de los materiales de refuerzo a considerar en base a sus propiedades mecánicas normalizadas en función de su densidad.

2.4.5 Armadura laminada propuesta

Se recurre al uso de una matriz morfológica para asistir el desarrollo de una solución conceptual. El propósito de esto es presentar varios conceptos de soluciones viables para que estos luego sean comparados unos con otros, identificando la solución óptima de manera objetiva y repetible. En la matriz morfológica desarrollada se identifican 6 parámetros variables: La configuración de la armadura, material cerámico, Adhesivo, material de soporte, geometría de las piezas de cerámico y el tipo de protección térmica a utilizar.








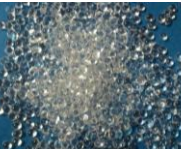

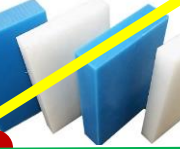


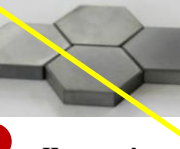
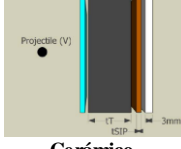
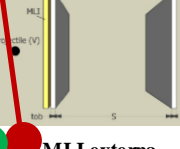
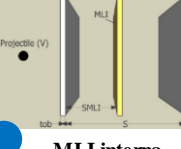




| Matriz morfológica | | | | |
|-------------------------------------|--|--|--|---|
| Variable | Alternativa 1 | Alternativa 2 | Alternativa 3 | Alternativa 4 |
| Proyecto | Diseño, análisis y simulación computacional de una armadura laminada como bumper externo para su uso como bumper externo en escudos Whipple rellenos | | | |
| Configuración de armadura | Doble capa | Doble capa con capa intermedia | Triple capa | |
| Material cerámico |  Carburo de silicio |  Carburo de boro |  Alumina |  Diboruro de titanio |
| Adhesivo |  EPDM |  Butilo de polivinilo |  Cianoacrilato |  Poliuretano termoplástico |
| Material de soporte |  Policarbonato |  UHMWPE |  Epoxy | |
| Geometría de las piezas de cerámico |  Rectangulares |  Hexagonales | | |
| Protección térmica |  Cerámico |  MLI externa |  MLI interna | |
| Solución 1 |  | | | |
| Solución 2 |  | | | |
| Solución 3 |  | | | |
| Solución 4 |  | | | |

Figura 2.3 Matriz morfológica.

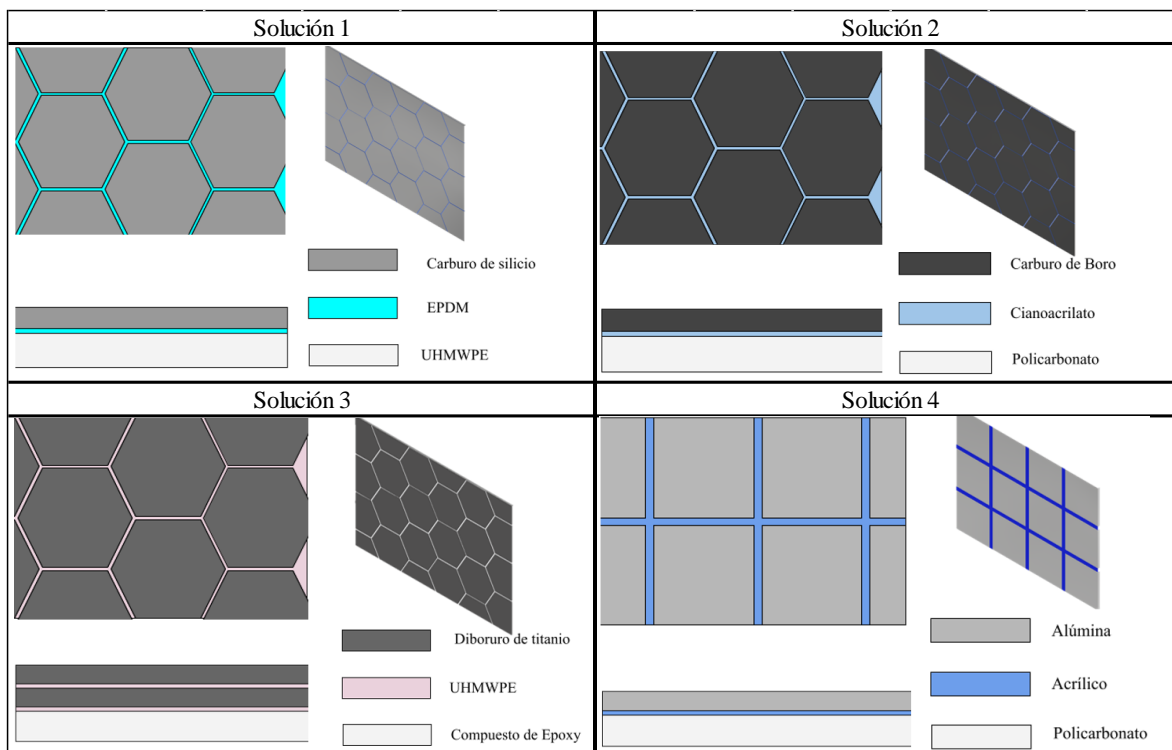


Figura 2.4 Armaduras laminadas propuestas.

| Solución | Configuración | Cerámico | Adhesivo | Soporte | Geometría de sección cerámica | Protección térmica |
|----------|---------------|---------------------|---------------|---------------|-------------------------------|--------------------|
| 1 | Doble capa | Carburo de silicio | EPDM | UHMWPE | Hexagonal | MLI externo |
| 2 | Doble capa | Carburo de boro | Cianoacrilato | Policarbonato | Hexagonal | MLI externo |
| 3 | Triple capa | Diboruro de titanio | Cianoacrilato | Epoxy | Hexagonal | MLI interno |
| 4 | Doble capa | Alúmina | Acrílico | Policarbonato | Cuadrada | MLI externo |

Tabla 2.8 Soluciones propuestas a partir de la matriz morfológica.

En la **Figura 2.4** y **Tabla 2.8** se presentan cuatro propuestas de armaduras laminadas desarrolladas a partir de la matriz morfológica. Cada solución recibe un puntaje que en función al sistema de evaluación establecido. Entre las propuestas presentadas, la que obtiene un mayor puntaje es la solución dos. Esta armadura laminada es una configuración de doble capa con una capa intermedia de adhesivo (Cianoacrilato) y tiene como materiales carburo de boro y policarbonato.

2.4.6 Dimensionamiento de secciones cerámicas

Dentro de la lista de requerimientos se encuentra la exigencia de que la armadura laminada diseñada resulte en un bumper capaz de soportar múltiples impactos, incluso tras ser penetrado. Una de las características principales de los materiales cerámicos es que estos son frágiles, motivo por el cual no es viable utilizar una única pieza de estos para cubrir un área, por lo cual es necesario utilizar múltiples piezas de geometría hexagonal o rectangular.

2.4.6.1 Cálculo de las presiones de impacto

Para calcular las presiones generadas en el área de impacto, se recurrirá al método descrito en el subcapítulo 1.3.2.5, para lo cual es necesario conocer los Hugoniot de los materiales. Uno de los materiales involucrados es el aluminio ya que se asume que la partícula que impacta el escudo es de este material. Esto es debido a que la composición de la basura espacial suele ser aluminio ya que es un material que tiene un gran protagonismo en aplicaciones aeroespaciales debido a su baja densidad.

2.4.6.2 Transmisión de ondas de esfuerzos en las interfaces cerámico – adhesivo.

Conocer la relación entre los esfuerzos transmitidos y esfuerzos reflejados en la interfaz cerámico-adhesivo es importante para conocer cuál es la máxima magnitud de esfuerzos que es permisible en las fronteras de cada pieza cerámica. En el capítulo 1.3.2 se revisó la teoría de transmisión de ondas de esfuerzos entre distintos materiales, la cual depende de la impedancia elástica de cada material, la cual viene dada por:

$$Z = \sqrt{E \cdot \rho} = \rho \cdot C_0 \quad (2.1)$$

La relación de los esfuerzos reflejados y transmitidos es:

$$\frac{\sigma_T}{\sigma_I} = 2 \left(\frac{\sqrt{E_B \rho_B}}{\sqrt{E_A \rho_A} + \sqrt{E_B \rho_B}} \right) \quad (2.2)$$

$$\frac{\sigma_R}{\sigma_I} = \left(\frac{\sqrt{E_B \rho_B} - \sqrt{E_A \rho_A}}{\sqrt{E_A \rho_A} + \sqrt{E_B \rho_B}} \right) \quad (2.3)$$

Conociendo el material adhesivo y cerámico a utilizar, se recurre a la ecuación 1.3 para determinar la relación entre el esfuerzo transmitido en cada interfaz y el esfuerzo incidente. Utilizando la resistencia a la flexión del material cerámico se establece cual es el esfuerzo transmitido máximo permisible. Este valor debe ser menor a la resistencia a la flexión del cerámico. Si se transmiten esfuerzos que superan la resistencia la flexión de este, entonces las piezas aledañas a la pieza impactada serán fragmentadas.

Conociendo ya la relación entre el esfuerzo transmitido y el esfuerzo incidente en la interfaz cerámico-adhesivo y el máximo esfuerzo transmitido permisible se calcula cual es el esfuerzo incidente máximo permisible.

2.4.6.3 Atenuación de esfuerzos

Teniendo el esfuerzo incidente máximo permisible y habiendo calculado la presión generada en el punto de impacto, se procede a calcular una distancia d a la cual los esfuerzos transmitidos sean menores al esfuerzo incidente máximo permisible en el cerámico. Para ello se estima un factor de atenuación de esfuerzos utilizando la data experimental de [25] a partir del módulo elástico del cerámico y de su densidad. La distancia d calculada representa el distanciamiento mínimo que debe existir entre la frontera de la pieza cerámica y el punto de impacto. Con esta información se procede a dimensionar las secciones cerámicas

2.5 Etapa 4

Esta etapa consiste en la realización de simulaciones computacionales para obtener resultados que permitan cuantificar el desempeño balístico de la armadura laminada propuesta, compararla con un bumper externo de aluminio y evaluar su aplicación. Las simulaciones computacionales están todas erradas. No es posible afirmar que son 100% correctas porque estas están basadas en modelos matemáticos que representan fenómenos físicos. Motivo por el cual estas suelen ser acompañadas por pruebas experimentales que validen los resultados obtenidos.

2.5.1 Programa de simulación a utilizar

Antes de desarrollar simulación computacional alguna es necesario conocer cuáles son las alternativas de programas de simulación disponibles comercialmente, cuáles son sus capacidades y con criterio seleccionar el programa que se va a utilizar. Los programas de simulación más comúnmente utilizados son ANSYS, ABAQUS, MATLAB y COMSOL. Existen otras alternativas, pero estas son las opciones comerciales preferidas en múltiples industrias.

El tema de interés de esta tesis es impactos a hipervelocidades y las simulaciones que representan estos eventos son denominadas hidrocódigos. Reciben este nombre porque las presiones focalizadas generadas en el proyectil y en el cuerpo impactado superan a la resistencia de materiales de manera tal que estos se comportan como un líquido en el punto de impacto.

Las simulaciones que se van a realizar no consisten únicamente de deformaciones elásticas y plásticas, se tendrán también fragmentaciones y cambios de fase. Esto debido a las altas temperaturas que se han de alcanzar al darse impactos a velocidades en el orden de 10 km/s. Existiendo la necesidad de simular estos fenómenos, se identifica que el programa de simulación a utilizar debe tener la capacidad de permitir que el usuario ejecute simulaciones con SPH (Hidrodinámica de partícula suavizada). SPH es una discretización

que representa un cuerpo como una agrupación de partículas, sin necesidad de un mallado. Resulta útil porque métodos como el mallado Lagrangiano presenta problemas de distorsión y entrelazamiento de nodos [18].

La discretización de los cuerpos como partículas sin mallado no es la única característica de interés para seleccionar el programa a utilizar, también lo es el manejo de la erosión. La pared trasera del escudo MMOD será representada por un mallado Lagrangiano, esto debido a que esta pared no debe de ser fragmentada, pero si puede verse deformada plásticamente por el impacto de la nube de escombros. La erosión permite remover nodos que presenten un estrés y consecuentemente una deformación excesiva, reduciendo así los errores en la simulación.

Otro criterio por considerar para seleccionar un programa de simulación es el hidrocódigo que este utiliza, lo cual incluye al solver. Los hidrocódigos son ejecutados con las ecuaciones de conservación fundamentales, masa, momento y energía. El solver es el código responsable de resolver las ecuaciones matemáticas que modelan el fenómeno simulado. Muchos programas de simulación comerciales incluyen dentro del paquete ofertado, solvers que son únicos del programa. Entre los hidrocódigos más utilizados para analizar impactos a hipervelocidades destacan: Autodyn, CTH, EPIC, Exos, LS-Dyna y otros.

El programa seleccionado para realizar las simulaciones computacionales es ANSYS Workbench 2021 R1. Este cuenta con múltiples solvers y herramientas para resolver problemas de dinámica transitoria. El módulo que se utilizará es el de dinámica explícita. Este módulo resulta útil para simular situaciones con cargas dinámicas que se dan en cortos periodos de tiempo, por lo cual es ideal para la simulación de impactos a altas velocidades. También se utilizará Ansys Autodyn, programa que será acoplado al módulo de dinámica explícita. Este programa y su solver permitirá crear pasar la geometría de ciertos componentes de la armadura de lagrangiana a SPH, lo cual permitirá realizar las simulaciones de hidrodinámica de partícula suavizada.

2.5.2 Creación del proyecto en ANSYS y configuración inicial

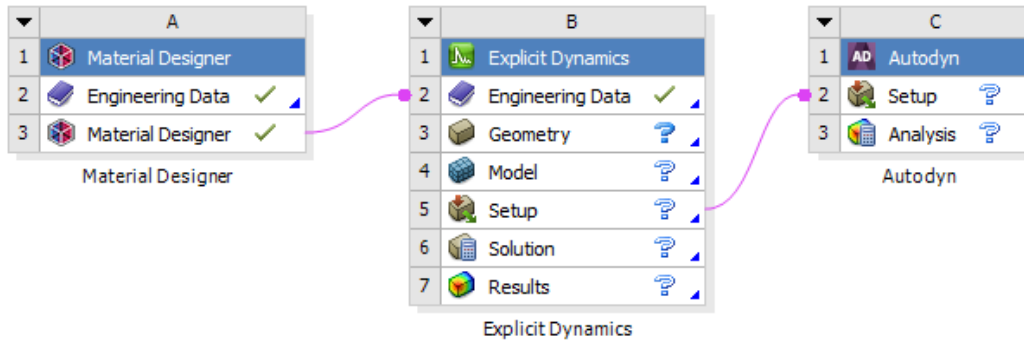


Figura 2.5 Esquema del proyecto en Workbench 2021 R1.

Este primer paso consiste en crear el proyecto, seleccionando los componentes de sistema y de análisis. En este caso los componentes del sistema a utilizar es el de Dinámica Explícita, Autodyn y Material Designer. La visualización del esquema del proyecto muestra cómo es que cada paquete de ANSYS interactúa con otro. Autodyn está conectado a la componente dinámica explícita mediante el setup y Material Designer se conecta con la data ingenieril. En la **Figura 2.5** se tiene la visualización del proyecto tras haber cargado la data ingenieril, sin haber intervenido en la geometría, modelo y configuración.

2.5.3 Carga de data ingenieril

Tras haber creado el proyecto sigue la carga de data ingenieril, la cual consiste en la selección de materiales a utilizar. Los materiales que serán utilizados son agregados desde las bibliotecas de materiales ya existentes en ANSYS o, de no encontrarse en ellas, pueden también ser agregados como un material nuevo.

ANSYS permite generar la geometría del caso a simular a partir de ANSYS Spaceclaim o importarla en alguno de los formatos CAD soportados. Ya que la geometría

de la armadura laminada y de la basura espacial se han de desarrollar en un programa CAD, esta será importada en formato STEP.

2.5.4 Modelamiento de materiales que no se encuentran en la librería de ANSYS

El escudo Whipple relleno cuenta con materiales que no se encuentran disponibles en la biblioteca de ANSYS. Estos materiales son: compuesto de Kevlar 29-Epoxy y compuesto de Nextel 312-Epoxy.

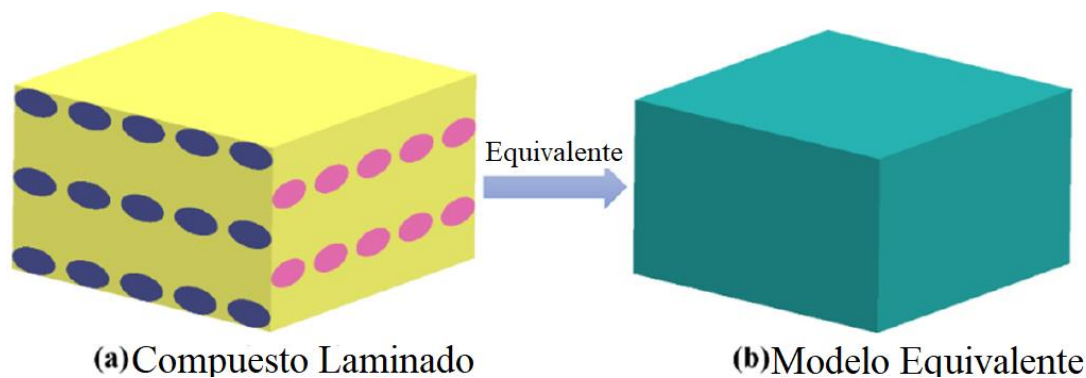


Figura 2.6 representación esquemática de un material compuesto y un modelo macro-homogeneo equivalente [48].

Para modelar materiales compuestos con una matriz polimérica se puede recurrir a un acercamiento macro-homogeneo o meso-heterogeneo. Un modelo macro-homogeneo consiste en un material con propiedades homogéneas cuyo comportamiento es equivalente al del material compuesto que se está representando. En este tipo de modelo no se hace distinción entre la matriz y las fibras que conforman el material, únicamente se conserva el comportamiento de este. Un modelo heterogéneo si hace distinción entre la matriz y las fibras que conforman el material, replicando su microestructura y comportamiento [49]. La diferencia de ambos métodos son descritas de manera visual en la **Figura 2.6**.

2.5.4.1 Modelamiento de compuesto Kevlar 29 – Epoxy

Para modelar el compuesto Kevlar 29 – Epoxy se recurre a un modelo macro-homogeneo de elasticidad ortotrópica presentado, parametrizado y evaluado en [49]. Se brindan valores de densidad, modulo elástico, módulo de corte, resistencia a la compresión y coeficiente de Poisson en distintas direcciones. Estos valores, mostrados en a **Tabla 2.9**, son utilizados para insertar el material a la data ingenieril del proyecto.

| Symbol | Property | Value |
|-----------------------------|-------------------------|----------|
| ρ [kg/m ³] | Density | 1025 |
| E_1 [GPa] | Elastic modulus 1 | 10.06 |
| E_2 [GPa] | Elastic modulus 2 | 10.06 |
| E_3 [GPa] | Elastic modulus 3 | 6 [4] |
| G_{12} [GPa] | Shear modulus 12 | 0.77 [4] |
| G_{13} [GPa] | Shear modulus 13 | 5.43 [4] |
| G_{23} [GPa] | Shear modulus 23 | 5.43 [4] |
| ν_{12} [-] | Poisson's ratio 12 | 0.25 [4] |
| ν_{13} [-] | Poisson's ratio 13 | 0.33 [4] |
| ν_{23} [-] | Poisson's ratio 23 | 0.33 [4] |
| X_t [MPa] | Tensile strength 1 | 425 |
| Y_t [MPa] | Tensile strength 2 | 425 |
| X_c [MPa] | Compressive strength 1 | 185 [4] |
| Y_c [MPa] | Compressive strength 2 | 185 [4] |
| S_c [MPa] | Shear strength plane 12 | 77 [4] |
| β | Shear weighting factor | 0 [4] |

Tabla 2.9 Parámetros de modelo de elasticidad ortotrópica macro-homogeneo de material compuesto de Kevlar 29 – Epoxy [49].

2.5.4.2 Modelamiento de compuesto Nextel 312 – Epoxy

El compuesto Nextel 312 – Epoxy fue modelado introduciendo las propiedades del tejido cerámico para crear un material que lo represente. El material fue creado utilizando el modelo de elasticidad ortotrópica, el mismo que es utilizado para modelar otras fibras

como lo es la fibra de carbono en la biblioteca de ANSYS. Las propiedades introducidas fueron extraídas de la guía de referencia técnica de Nextel de 3M [50]

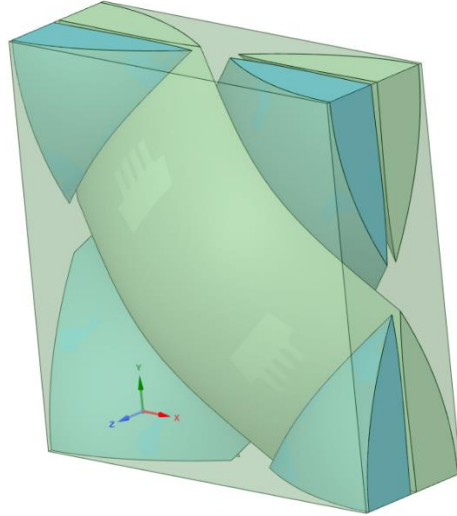


Figura 2.7 Modelo de material compuesto Nextel 312 – Epoxy.

El material matriz, resina de Epoxy, forma parte de la biblioteca de materiales de ANSYS, motivo por el cual no es necesario introducirlo. Utilizando el módulo de ANSYS Material Designer, se crea el material compuesto. En la **Figura 2.7** se muestra una sección del material resultante. El trenzado de los hilos es de forma simple, la fracción de volumen de fibra es de 0.35, la fracción de volumen de hilos es de 0.65, el espaciamiento entre hilos es de 1 mm.

2.5.5 Configuración del modelo

La geometría importada y los materiales seleccionados dan al programa información suficiente para que se pueda configurar el modelo. La configuración se realiza en ANSYS Mechanical. Se asignan materiales a cada geometría, se establecen las condiciones iniciales, las soluciones, tiempo de finalización y se realiza el mallado. Las simulaciones se realizarán a velocidades relativas de impacto de 8 km/s y 14 km/s

2.5.6 Configuración en Autodyn

Tras finalizar la configuración inicial en ANSYS Mechanical, se retorna a ANSYS Workbench para actualizar el setup y posteriormente abrir Autodyn. Lo primero que se tiene que hacer una vez dentro es ingresar a la opción de partes y crear una nueva tipo SPH. Luego las partes que del escudo Whipple relleno que serán simuladas como SPH son importadas como piezas y se eliminan las versiones originales. El paso siguiente es rellenar las piezas SPH con partículas. Para ello se recurre a la opción de relleno, se seleccionan las piezas y se genera el relleno especificando el tamaño de partículas deseado.

Las condiciones iniciales condiciones iniciales son introducidas durante la generación de las partículas que estás han sido importadas de la configuración inicial realizada en Workbench. El siguiente paso es la configuración de la ejecución de la simulación y de los resultados a obtener. La opción de controles permite determinar el tipo de análisis a realizar, pudiendo modificar el time step, la gravedad, amortiguamiento, solver y erosión global. Se deshabilita la opción de erosión por deformación geométrica.

Resta configurar el procesamiento en paralelo (MPI) en función de las capacidades de la computadora utilizada y luego ejecutar la simulación.

CAPÍTULO III

RESULTADOS

En este capítulo se presentarán los resultados del trabajo de investigación desarrollado en esta tesis. Los resultados serán presentados de acorde a la metodología propuesta, iniciando con la caracterización del entorno y estableciendo los requerimientos de protección impuestos. Teniendo esa información se muestra el dimensionamiento del escudo Whipple relleno a partir de las ecuaciones de diseño y de desempeño balístico.

Tras haberse dimensionado el escudo Whipple relleno, se procede con el diseño de la armadura laminada, seleccionando una configuración optima a partir de la matriz morfológica. Realizando el cálculo de las presiones de impacto generadas y de la propagación y atenuación de esfuerzos transmitidos por las ondas de estrés, se dimensiona la armadura laminada. Tras una obtener una solución que cumpla con el requerimiento de poseer una densidad por área menor o comparable con la del bumper de aluminio obtenido inicialmente, se selecciona la protección térmica adecuada.

Tras concluir con las etapas de diseño y caracterización de entorno, se cuenta con suficiente información para realizar las simulaciones computacionales. Se muestran los resultados de impactos a velocidades de 8 Km/s y 14 Km/s.

3.1 Caracterización del entorno y requerimientos establecidos.

3.1.1 Caracterización del entorno

En este capítulo se desarrolla la caracterización del entorno de operación, obteniendo información de la elevación de satélites y estaciones espaciales, de su inclinación orbital y utilizando esa información como data a ingresar en ORDEM 3.1.2.

Número de satélites por órbita

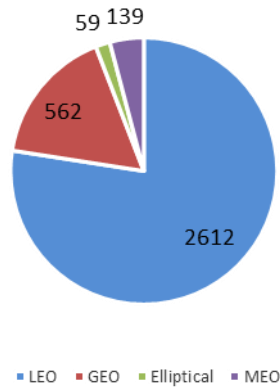


Figura 3.1 Número de satélites por órbita. Fuente: Elaboración propia a partir de [51].

La **Figura 3.1** muestra información proveniente de la base de datos satelital de Union of concerned Scientists (UCS). En ella se rescata la información que corresponde a la distribución de satélites en distintas órbitas. La UCS identifica, cataloga, compila información y registra la existencia de un total de 3372 satélites funcionales, una cifra que se aproxima a la declarada por la ESA, 3700. De estos, 2612 se encuentran en la órbita baja de la tierra, haciendo de esta la más poblada, seguida por la órbita geoestacionaria. Esta mayor densidad de satélites en la órbita baja coincide con cifras reportadas por la NASA sobre la distribución de basura espacial, las cuales revelan que la LEO es la órbita que alberga la mayor cantidad de basura espacial. Siendo esta la órbita la que alberga a la ISS, la más poblada tanto por satélites y basura espacial, para este trabajo se considerará que el entorno de operación estará en esta órbita.

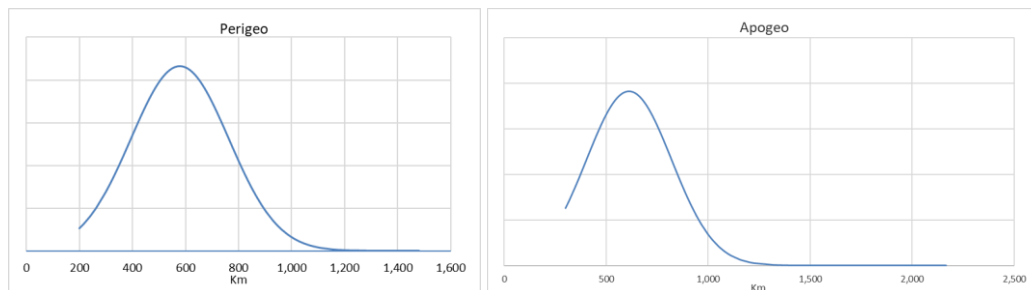


Figura 3.2 Perigeo y apogeo de satélites en la órbita baja de la tierra. Fuente: Elaboración propia a partir de [51].

Conocer la órbita en la cual un satélite o estructura humana se encuentra no es suficiente para caracterizar su entorno, esto es porque cada órbita comprende cierto rango de altitud y las condiciones operacionales que se tienen varían en función de esta. En la **Figura 3.2** se muestran dos gráficas. La de la izquierda muestra la distribución del perigeo de los satélites en la órbita LEO y la de la izquierda muestra la distribución del Apogeo de los satélites en esa misma órbita. El valor promedio del perigeo es de 579 km y el del apogeo es de 611 km. La distribución de la altitud de los satélites revela que las altitudes más frecuentes son las que se acercan a los 600 km. Es entonces que se opta por caracterizar el entorno espacial de operación del escudo MMOD a una elevación de 600 km y una inclinación de 60.39°.

Habiendo ya determinado el entorno de operación del bumper a diseñar, resta caracterizarlo con el apoyo de reportes, modelos o investigaciones de temas semejantes. La caracterización será realizada valiéndose de ORDEM (Orbital Debris Engineering Model), un modelo que describe el entorno de la basura espacial desarrollado y facilitado por la NASA. La versión que se utilizará será ORDEM 3.1.2, la cual es la más reciente a la fecha de realización de esta tesis.

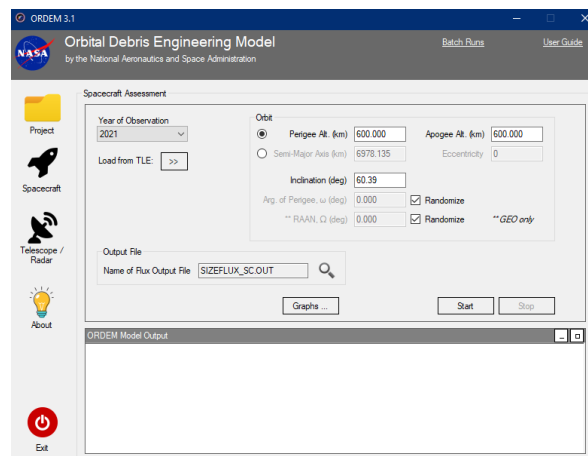


Figura 3.3 Configuración de ORDEM, introduciendo la información del entorno seleccionada. Fuente: Elaboración propia utilizando ORDEM 3.1.2

El modelo tiene, a grandes rasgos, 2 alternativas de análisis; “Spacecraft” y “Telescope/radar”. La primera alternativa es la que se va a utilizar, la cual sirve para

evaluar el entorno de la basura espacial a una determinada altura e inclinación orbital. La segunda alternativa es útil para caracterizar el entorno de la basura espacial siendo visto desde la perspectiva de un radar o telescopio situado en la tierra. La información que es alimentada al modelo es el perigeo, apogeo e inclinación orbital. Luego el programa es ejecutado y se obtiene la información deseada. En la **Figura 3.3** se tiene la carga de información del entorno seleccionado en ORDEM.

Flujo Vs. Tamaño promedio por sección transversal

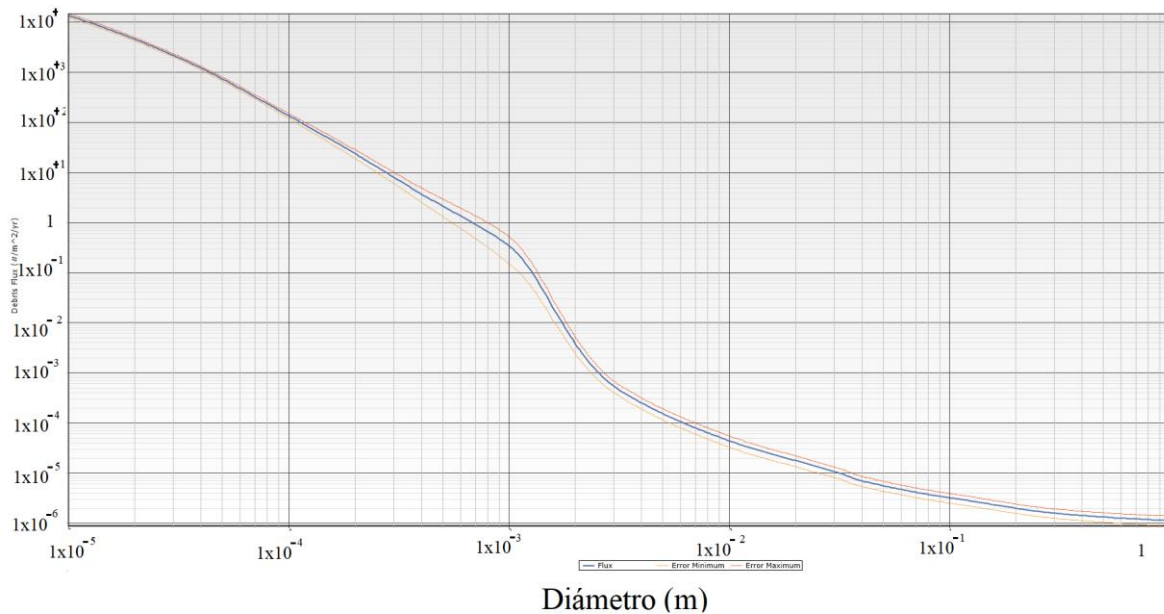


Figura 3.4 Flujo de basura espacial por m^2 en función del diámetro de la partícula. Fuente: Elaboración propia utilizando ORDEM 3.1.2

La **Figura 3.4** muestra cómo es que el flujo de basura espacial en un periodo de un año sobre un área de $1 m^2$ varía en función del diámetro de las partículas. Se puede observar que la información obtenida a partir del modelo concuerda con las cifras compartidas por la ESA y la NASA, las cuales reflejan que las partículas de un diámetro que se encuentra por debajo de los 10 mm son las más comunes. Las partículas de menor tamaño que el modelo clasifica son las de un diámetro de $1E-05$ y éstas presentan un flujo anual por m^2 de $1.35E+04$. Las partículas de mayor tamaño son las de un diámetro de $1 m$, con un flujo anual por m^2 de $1.14E-06$.

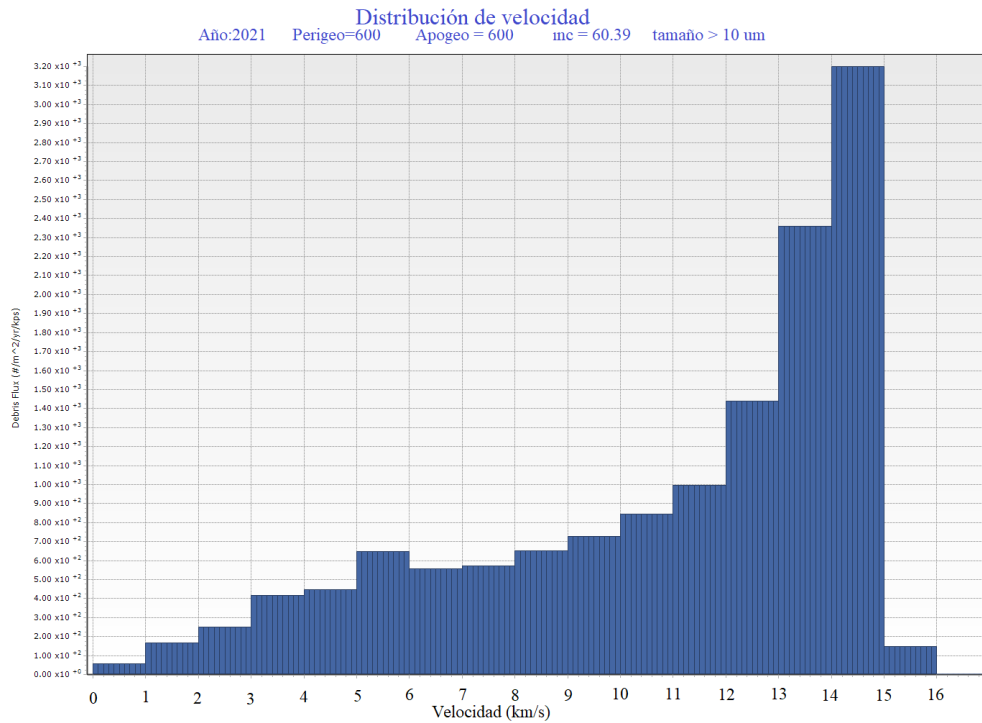


Figura 3.5 Distribución de velocidades de basura espacial con un diámetro superior a los 10mm Fuente: Elaboración propia utilizando ORDEM 3.1.2.

La información relevante obtenida a partir de ORDEM no se limita al flujo de partículas en función de su diámetro, adicionalmente se obtiene información igual de valiosa como lo es la distribución de velocidades de la basura espacial. En la **Figura 3.5** se muestra la distribución de velocidades para basura espacial con un diámetro por encima de 1mm. Los valores de velocidad que se muestran en la gráfica no son exclusivos a este tamaño de partícula. La distribución de velocidad es similar en todos los rangos de diámetro que el modelo permite analizar. La velocidad más común es la de 14 km/s, seguida por 13 km/s y 12 km/s. Las velocidades por debajo de los 5 km/s son raras, haciendo que impactos con partículas que viajan a dichas velocidades sean la excepción. Las velocidades mostradas en la gráfica no deben de ser confundidas con las velocidades de impacto con el escudo. El escudo debe de ir montado en una estructura que tiene su propia velocidad de órbita, la velocidad con la cual una partícula impacta el escudo MMOD es la velocidad relativa entre la partícula y el este.

3.1.2 Requerimientos establecidos

El desempeño de los escudos MMOD y de cualquier otro tipo de armadura puede ser cuantificado con diversas variables, de las cuales cada una describe un criterio de falla distinto. Es entonces necesario seleccionar los criterios de falla con los cuales se desea guiar el diseño del bumper propuesto y posteriormente evaluar su desempeño. Algunos de estos criterios son probabilísticos mientras que otros se centran en distintos mecanismos de falla. Siendo evitar la penetración de naves o satélites el principal propósito de los escudos MMOD, los requerimientos de protección de estos suelen ser dados utilizando la variable probabilística de probabilidad de no penetración. El valor que se le asigna a esta variable se encuentra entre el rango $0 \leq PNP \leq 1$. Una probabilidad de no penetración de 0 corresponde a una penetración de la estructura garantizada mientras que una probabilidad de no penetración de 1 indica que no hay probabilidad de que la estructura sea penetrada. La probabilidad de no penetración no es un valor único que sirva para describir el desempeño de un escudo MMOD. Esto es porque al hablarse de esta variable se ignora el entorno en la cual el escudo opera. Una configuración que ofrece una probabilidad no penetración en cierto entorno ofrecerá otra si este cambia ya que las condiciones no son las mismas y se tienen escombros de distintos tamaños, velocidades y ángulos de impacto, lo cual hace que las condiciones de impacto difieran.

| Spacecraft | Environments Considered | Required Probability of No Penetration (PNP) |
|---|-------------------------------|--|
| Apollo Command and Service Module (CSM) | Meteoroids | 0.995 per 8.3day mission |
| Apollo Lunar Lander Module | Meteoroids | 0.995 per mission |
| Skylab Module | Meteoroids | 0.995 per 8 month mission |
| Spacelab Module | Meteoroids | 0.999 for 7 day mission |
| Space Shuttle Orbiter vehicle | Meteoroids and Orbital Debris | 0.995 per mission (for damage resulting in LOC ^V) ¹ |
| Hubble Space Telescope | Meteoroids and Orbital Debris | 0.95 for 2 years |
| International Space Station | Meteoroids and Orbital Debris | 0.98 to 0.998 per critical element over 10 years |

Tabla 3.1 Probabilidad de no penetración requerida para naves, telescopios y estaciones en distintos entornos.

La probabilidad de no penetración es dada en un periodo de tiempo, caso contrario la probabilidad de no penetración de cualquier escudo sería 0 teniéndose un tiempo infinito. En la figura se tienen ejemplos de probabilidad de no penetración de distintas estructuras. Los requerimientos de protección contra micro meteoros y basura espacial varían en función a qué tipo de estructura se está protegiendo, su valor, si esta es tripulada por humanos o no y la duración de la misión. En la **Tabla 3.1** se tienen cifras que exhiben como varían los requerimientos de estos escudos, teniéndose requerimientos de una probabilidad de no penetración que varían desde de 0.995 para la duración de una misión de 8.3 días hasta 0.98-0.998 para un periodo de tiempo de 10 años. Es necesario revisar las probabilidades de no penetración requeridas por satélites, telescopios y estaciones espaciales para tener valores referenciales de fuentes fidedignas y seleccionar un valor acertado con el cual trabajar.

Para determinar la probabilidad de no penetración requerida por el escudo se tomará de referencia los requerimientos de protección que se manejan en la ISS, una estructura que además de encontrarse en la órbita LEO, se encuentra permanentemente tripulada. En la ISS los requerimientos de protección para los elementos críticos varían entre 0.98-0.998 por un periodo de 10 años, equivalente a una probabilidad de no penetración que varía entre 0.998-0.99979 por un periodo de un año. Para este trabajo de investigación se considerará un valor promedio entre los requerimientos de protección para los elementos críticos de la ISS, resultando en una probabilidad de no penetración requerida de 0.998895 en un periodo de un año.

El diámetro crítico de proyectil es un parámetro con el cual se suele trabajar cuando se desarrollan o conocen ecuaciones balísticas que describen el desempeño del escudo MMOD. Sirve para describir el diámetro que una partícula ha de tener para que el escudo falle y que la estructura que se está protegiendo reciba un daño considerable. El diámetro crítico varía en función de la velocidad con la cual la partícula impacta el escudo, su composición y la geometría del escudo

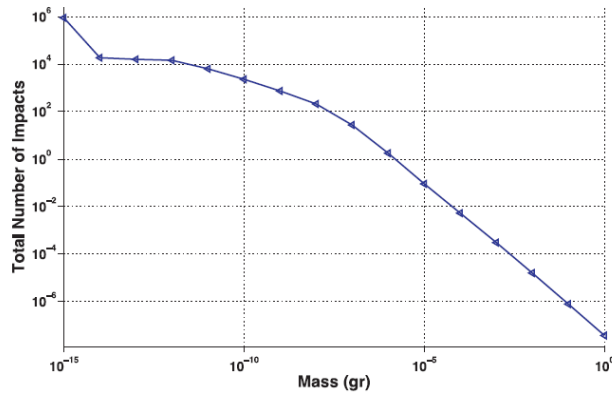


Figura 3.6 Número de impactos acumulados en un arreglo de paneles solares en función de la masa del micro meteorito o escombros espaciales [52].

En la **Figura 3.6** se muestra el número de impactos acumulados en un arreglo de paneles solares en la órbita de la tierra. La información que gráficas como estas proveen es valiosa porque permite determinar, con criterio y buen juicio, que diámetro crítico de proyectil es el apropiado para un escudo MMOD que orbita en alguna en particular. Esta selección debe de realizarse considerando la distribución de la masa de los micro meteoritos y del escombros que se encuentra en el entorno de operación. No es prudente poner como requerimiento un diámetro crítico de proyectil muy pequeño puesto que la mayoría de los impactos se dan con las partículas de menor tamaño, lo cual resulta en un escudo MMOD que fallaría ante estos impactos.

Es entonces que el diámetro crítico del proyectil con que ha de establecerse como requerimiento debe de ser elegido teniendo en consideración la probabilidad de no penetración requerida y como es que el flujo de basura espacial varía en función del tamaño de las partículas. Este no puede tener un valor por debajo de las partículas que tienen una probabilidad de impacto por encima de la probabilidad de no penetración deseada. El diseño de un escudo no es satisfactorio si la probabilidad de no penetración requerida es mayor a la de diseño. La probabilidad de no penetración requerida para este trabajo ha recibido un valor de 0.998895 en un periodo de un año.

Analizando la información obtenida a partir del modelo ORDEM 3.1.2 se calcula que el diámetro crítico de diseño tiene que estar por encima de 0.87 mm para cumplir con la

probabilidad de no penetración deseada. Este valor corresponde a una altitud de órbita de 600km y una inclinación orbital de 60.39°.

No se suele trabajar con diámetros críticos bajos, particularmente si estos están por debajo de 1mm. Esto es porque los escudos pueden ser utilizados por periodos de tiempo extendidos, aumentando así las probabilidades de impactar con basura espacial de mayor diámetro conforme la duración de una misión se incrementa o si se inicia una nueva misión. Los escudos MMOD utilizados en la ISS tienen, por ejemplo, la capacidad de soportar impactos de partículas con un diámetro de 10mm – 13mm a una velocidad relativa de impacto de 9 km/s.

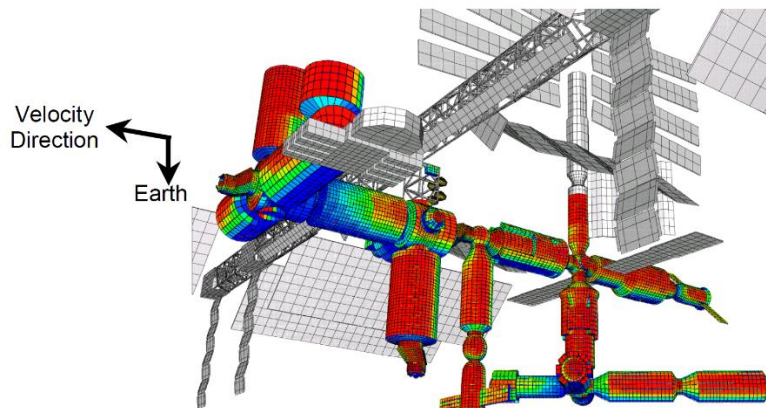


Figura 3.7 Probabilidad de impacto en la ISS [16]

Adicionalmente a la duración de las misiones, otra variable que afecta la probabilidad de impactos en una sección de área es la orientación de la nave y la dirección en la cual esta se mueve. Los valores obtenidos en ORDEM caracterizan el entorno espacial a una determinada elevación y ángulo orbital pero la exposición a los escombros espaciales y meteoros presentes en ese entorno están determinados por la orientación. En la **Figura 3.7** se muestra un como la probabilidad de impacto varía en una sección de la ISS. Las secciones coloreadas de rojo representan aquellas que tienen mayor exposición a la basura espacial mientras que las azules tienen una menor probabilidad de impacto. Ya que la probabilidad de impacto depende del flujo de partículas en un área transversal, es de esperar que esta sea menor en direcciones con un menor flujo de basura espacial. Esto

sucede, por ejemplo, con la dirección desde la tierra hacia una superficie expuesta de un satélite. La tierra no posee una salida de basura espacial que pueda ser expresada como un flujo que viaja desde su superficie hacia algún satélite en dirección radial. Es por ello por lo que se las menores probabilidades de impacto se tienen en superficies expuestas cuya pendiente apunta a la tierra.

| Surface of Cube | Number of MMOD particles ≥ 0.1mm diameter | | Number of MMOD particles ≥ 1.0cm diameter | |
|-----------------|--|------------|--|------------|
| | Orbital Debris | Meteoroids | Orbital Debris | Meteoroids |
| Forward (front) | 5.16 | 8.31 | 1.32E-6 | 5.23E-7 |
| Starboard | 7.79 | 3.64 | 7.70E-7 | 2.29E-7 |
| Port | 7.90 | 3.64 | 7.73E-7 | 2.29E-7 |
| Aft (back) | 0.46 | 0.92 | 1.72E-8 | 5.77E-8 |
| Space (zenith) | 0 | 5.16 | 0 | 3.25E-7 |
| Earth (nadir) | 0 | 0.53 | 0 | 3.33E-8 |
| Total | 21.3 | 22.2 | 2.88E-6 | 1.40E-6 |

Tabla 3.2 Número de impactos en un cubo a una altitud de 400 km y una inclinación orbitan de 51.6° [37]

En la **Tabla 3.2** se muestran valores del número de impactos en cada cara de un cubo en órbita. Las caras que no coinciden con las órbitas trazadas por basura espacial presentan 0 impactos con partículas de diámetro mayor a 0.1mm y mayor a 1cm. Mientras las que coinciden con las órbitas son las que tienen una mayor exposición a impactos.

Teniendo en consideración que la exposición de un área a impactos de basura espacial y micro meteoros está fuertemente influenciada por su posición y que la presencia de basura espacial continuará aumentando y se incrementarán las probabilidades de colisión con partículas de mayor tamaño, se opta por trabajar con un diámetro crítico de proyectil de 15mm.

Los escudos MMOD no son armaduras monolíticas, tienen distintas partes y cada una de ellas interactúa con la basura espacial de una manera que contribuye con el desempeño balístico de la configuración. Algo que todos los escudos MMOD tienen en común, ya sea Whipple, Whipple relleno, Multishock o doble mallado es que estos tienen

una pared externa, la cual es la que fragmenta la basura espacial y una pared trasera, la cual es impactada por la nube de escombros producida por la fragmentación.

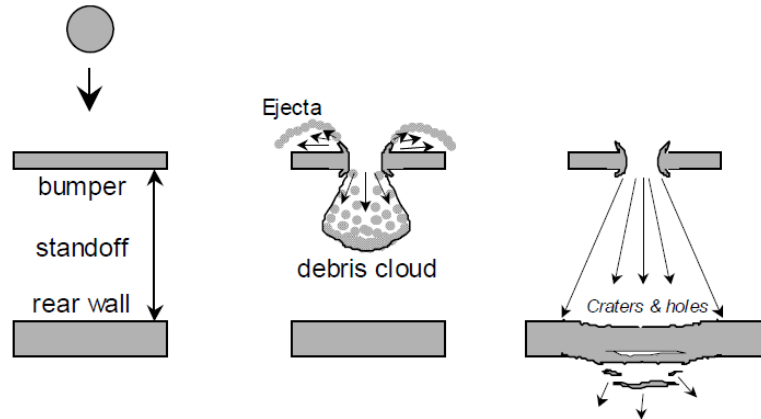


Figura 3.8 Funcionamiento de un escudo Whipple [37]

En la **Figura 3.8** se representa la interacción entre la basura espacial y un escudo Whipple. La interacción es representada en 3 procesos: El impacto al bumper externo, la formación de la nube de escombros y el impacto de esta contra la pared posterior. La formación de la nube de escombros, su distribución y la velocidad con la cual esta impacta la pared exterior depende del bumper externo y de las capas intermedias (Si es que existen).

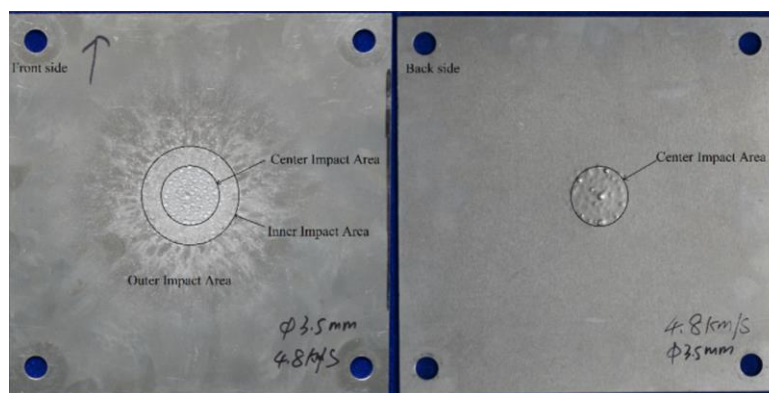


Figura 3.9 Daño en la pared posterior de un escudo Whipple con un bumper externo de B₄C/Al tras ser impactado por un proyectil a una velocidad de 4.8 km/s [10]

Ya que la pared posterior es impactada por la nube de escombros, el daño que esta recibe puede ser cuantificado y utilizado para evaluar el desempeño balístico del bumper

externo. Esto se ha realizado en otros trabajos de investigación. En la **Figura 3.9** se puede ver el daño que una pared posterior de aluminio sufre tras el impacto de basura espacial a una velocidad de 4.8 km/s. “Hypervelocity impact damage behavior of B₄C/Al composite for MMOD shielding application” [10] es la fuente esta imagen y en dicho estudio el daño a la pared posterior es cuantificado utilizando el abultamiento de la pared, el centro del área de impacto, el área de impacto interna y el área de impacto externa.

Con esa data se compara el desempeño del bumper de B₄C/Al propuesto con uno de Al. En “Optimal design of a composite space shield based on numerical simulations” el daño a la pared posterior es cuantificado utilizando el diámetro del cráter formado y la deflexión que la pared sufre. Esta información es utilizada para hallar cual es el espaciamiento entre placas y el espesor de estas que resulta ideal para mejorar el desempeño del escudo propuesto.

3.2 Diseño de un escudo Whipple MMOD de aluminio

Las ecuaciones utilizadas para diseñar escudos MMOD, no solo Whipple o Whipple relleno, son divididas en ecuaciones de diseño y ecuaciones de evaluación de desempeño. Las ecuaciones de diseño son aquellas que son utilizadas como un primer acercamiento para calcular espesores mínimos en función a un distanciamiento entre placas para satisfactoriamente detener un proyectil. Las ecuaciones de evaluación de desempeño son aquellas que son utilizadas para evaluar el desempeño de un escudo ya dimensionado en función de las condiciones de impacto. Es por ello por lo que las ecuaciones de diseño que dan el espesor del bumper externo y la densidad por área de la capa intermedia de Nextel/Kevlar no incluyen variables como ángulo de impacto y velocidad de impacto.

El proceso de diseño de protección MMOD resulta es entonces uno iterativo, donde las ecuaciones de desempeño pueden hacer que el dimensionamiento sea replanteado si no se cumplen los requerimientos de protección previamente establecidos. Otra herramienta para evaluar el desempeño de una configuración frente al entorno espacial es BUMPER, un software de acceso restringido que se vale de modelos como ORDEM para cuantificar la

exposición a escombros y estimar la probabilidad de no penetración de un escudo ya diseñado, estableciendo así si se cumple con los requerimientos de protección deseados.

Las ecuaciones de diseño y evaluación de desempeño de escudos Whipple son las 1.11-1.14, las cuales fueron descritas en el marco teórico de esta tesis.

$$t_b = c_b d \frac{\rho_p}{\rho_b} \quad (3.1)$$

$$m_{Nextel-Kevlar} = C_{N-K} d \rho_p \quad (3.2)$$

$$t_w = c_w \left[\frac{c_0 d \rho_p}{t_b \rho_p + m_{Nextel-Kevlar}} \right]^{1.1} M_p^{\frac{1}{3}} V_n (\cos^{0.5} \theta) \rho_w^{-1} S^{-2} (\sigma/40)^{-0.5} \quad (3.3)$$

El diámetro crítico a altas velocidades es:

$$d_c = K_{H-SW} (t_w \rho_w)^{\frac{1}{3}} \rho_p \left(\frac{\sigma}{40} \right)^{\frac{1}{6}} V^{-\frac{1}{3}} (\cos \theta)^{-0.5} \quad (3.4)$$

Uno de los requerimientos de protección establecidos fue un diámetro crítico de proyectil de 15mm, diámetro con el cual se supera la probabilidad de no penetración deseada a una elevación de 600km.

Para un diámetro de proyectil de 15mm de aluminio (2.7 kg/m³) se calcula que:

$$t_b = 2.25 \text{ mm} \quad (3.5)$$

$$m_{Nextel-Kevlar} = 0.9315 \text{ g/cm}^2 \quad (3.6)$$

El espesor de la pared del bumper externo es aproximado a:

$$t_b = 2.3 \text{ mm} \quad (3.7)$$

| Tipo | Densidad por área (g/cm ²) | Espaciamiento (cm) | t _b (cm) | m _{Nextel-Kevlar} (g/cm ²) | t _w (cm) |
|-----------|--|--------------------|---------------------|---|---------------------|
| SW-1 | 1.75 | 7.6 | 0.1 | 0.56 | 0.32 |
| SW-2 | 2.16 | 11.4 | 0.16 | 0.82 | 0.48 |
| SW-3 | 1.78 | 7.6 | 0.13 | 0.53 | 0.32 |
| SW-4 | 2.67 | 11.4 | 0.19 | 0.79 | 0.48 |
| SW-Lab | 2.78 | 11.4 | 0.2 | 0.85 | 0.48 |
| SW-cupola | 2.21 | 17.8 | 0.2 | 0.97 | 0.25 |
| SW-ATV | 1.37 | 12.7 | 0.13 | 0.12 | 0.32 |

Tabla 3.3 Parámetros de escudos Whipple rellenos. Fuente: Elaboración propia a partir de:

[37]

El dimensionamiento de la pared posterior depende, entre otras cosas, del espesor del bumper externo, la densidad de la capa intermedia de Nextel y Kevlar y del espaciamiento entre el bumper externo y la pared trasera. En la figura se muestran valores referenciales de espaciamiento para distintos escudos, del dimensionamiento del bumper externo, la pared posterior y de la densidad por área de la capa intermedia. El espaciamiento que se tiene en los escudos modelo varía entre 7.6 cm y 17.8cm. Un mayor espaciamiento es beneficioso para el desempeño balístico del escudo ya que la nube de escombros generada tras el impacto de la basura espacial con el bumper externo recorre una distancia mayor antes de impactar con la pared intermedia y con la pared posterior. Teniéndose un mayor recorrido la nube de escombros se distribuye en un área transversal de mayor tamaño, reduciendo así los esfuerzos ejercidos sobre la pared posterior. Esto resulta en un menor abultamiento y en una menor probabilidad de penetración. Incrementar el espaciamiento entre las paredes resultara en un mayor desempeño balístico sin un incremento en el peso del escudo, pero esto también hará que el escudo ocupe un mayor

espacio, lo cual no es beneficioso. Para el escudo Whipple relleno a diseñar, se trabajará con un espaciamento entre la pared posterior y el bumper externo de 15cm.

Teniendo el espaciamento, el espesor del bumper externo y la densidad de la capa intermedia, resta definir el ángulo de impacto y la velocidad del proyectil para calcular el espesor de la pared posterior. Buscando diseñar un escudo para los casos más críticos, se asume que el ángulo de impacto es 0. En este escenario la componente normal de la velocidad es igual a la totalidad de su magnitud.

La data obtenida a partir de ORDEM 3.1.2. da información sobre la distribución de las velocidades de la basura espacial, siendo una velocidad orbital de 14 km/s la más común que se tiene. Esta velocidad no es necesariamente la velocidad de impacto. La velocidad de impacto es la velocidad relativa entre la basura espacial y el cuerpo contra el cual impacta, séase un satélite o una estación espacial. Gran parte de los satélites giran en el mismo sentido, siguiendo la rotación de la tierra sobre su mismo eje, aunque con diferentes trayectorias e inclinaciones. Estos lo hacen a una velocidad promedio de 3 km/s. Algunos cuerpos orbitan el planeta a velocidades que se alejan de esta cifra. La ISS es un ejemplo de ello, con una velocidad orbital de 7.66 km/s. La basura espacial se mueve a direcciones varias, pero predomina la tendencia que se tiene con los satélites artificiales, tienden a orbitar en la misma dirección que la de la tierra respecto a su eje. Es por ello por lo que las áreas de un satélite o estación espacial que son normales a la tierra o al espacio son las que presentan menos riesgo de impacto y consecuentemente de penetración. Asumiendo que la estructura a la cual es escudo Whipple relleno estará acoplada tiene una velocidad orbital de 3 km/s y que se mueve en la misma dirección que la basura espacial, se opta por diseñar el escudo para soportar impactos de un proyectil de aluminio de 1.5cm de diámetro que impacta la estructura a una velocidad relativa de 11 km/s.

Con esos datos se calcula un espesor de pared posterior de:

$$t_w = 2.41 \text{ mm} \quad (3.8)$$

El espesor calculado es aproximado a:

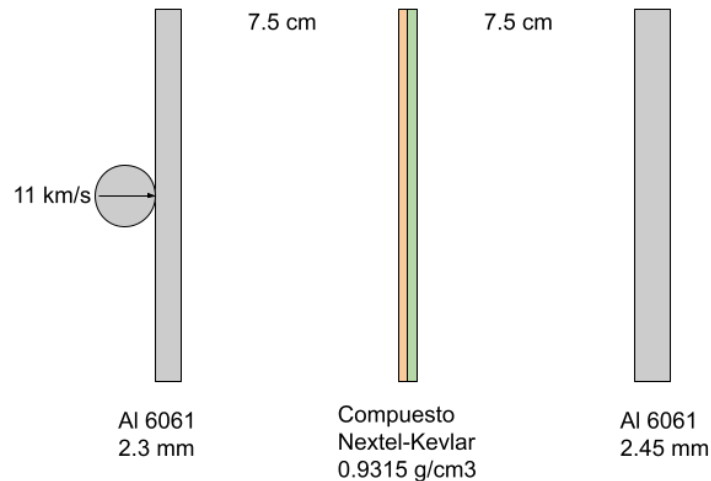


Figura 3.10 Esquema del escudo Whipple obtenido a partir de las ecuaciones de diseño

En la **Figura 3.10** se muestra un esquema que resume los resultados del uso de las ecuaciones de diseño, teniéndose espesores, densidades y espaciamiento mínimo. Estas dimensiones no son Fijas. Variarán en función del resultado de las ecuaciones de desempeño balístico. Esta primera configuración tiene un área densidad por área total de:

$$\rho_{escudo} = 1.9 \text{ g/cm}^2 \quad (3.9)$$

Recurriendo a las ecuaciones de desempeño balístico, se calcula que el diámetro crítico de proyectil del escudo Whipple relleno diseñado a partir de las ecuaciones de diseño es de:

$$d_c = 7.623 \text{ mm} \quad (3.10)$$

El diámetro crítico calculado está por debajo de aquel que fue establecido como requerimiento de diseño, 15 mm. Esto califica a este escudo como incapaz de ofrecer la protección requerida, motivo por el cual este debe ser rediseñado para cumplir con los requerimientos establecidos.

| | t_w (mm) | t_b (mm) | $m_{Nextel-Kevlar}$ (g/c m ²) | S(cm) | ρ_{escudo} (g/cm ²) | d_c (mm) |
|---------------|------------|------------|--|-------|--------------------------------------|------------|
| Alternativa 0 | 2.45 | 2.3 | 0.9315 | 15 | 1.9 | 7.62 |
| Alternativa 1 | 18.7 | 2.3 | 0.9315 | 15 | 6.6015 | 15.02 |
| Alternativa 2 | 2.45 | 2.3 | 0.9315 | 27 | 1.9 | 15.05 |
| Alternativa 3 | 4.5 | 2.3 | 0.9315 | 20 | 2.7675 | 15.09 |

Tabla 3.4 alternativas de escudos Whipple relleno propuestas

El diámetro crítico deseado puede ser obtenido modificando el espaciamiento entre el bumper externo y la pared posterior, el espesor de la pared posterior o modificando ambos parámetros. En la **Tabla 3.4** se tienen alternativas de dimensionamiento de escudos Whipple rellenos, de entre las cuales se tiene la alternativa 0, la cual corresponde al diseño inicial. Las alternativas que cumplen con el requerimiento de protección establecido son las 1, 2 y 3.

La alternativa 1 corresponde a un escudo en el cual el espaciamiento entre la pared posterior y el bumper externo no cambia respecto al diseño inicial, manteniendo un valor de 15 cm. La densidad por área de esta alternativa es de 6.6015 g/cm². Este valor es 3.47 veces mayor al calculado inicialmente, por lo cual esta configuración queda descartada. En la alternativa 2 el espesor de las paredes y la densidad de la capa intermedia se mantienen constantes. El resultado es un escudo con un espaciamiento total de 27cm, 1.8 veces mayor al que se tenía inicialmente.

La alternativa 3 es la configuración propuesta óptima, en ella se mantiene constante el espesor del bumper externo y la densidad de la capa intermedia, variando los valores de espaciamiento y espesor de la pared posterior

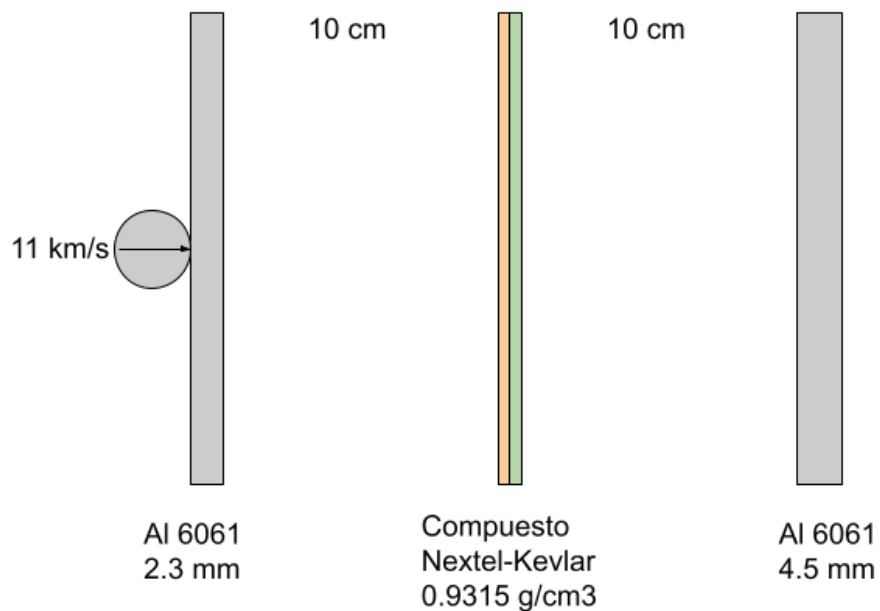


Figura 3.11 Esquema del escudo Whipple obtenido a partir del uso de las ecuaciones de diseño y evaluación de desempeño.

En la **Figura 3.11** se muestra un diagrama del escudo Whipple relleno diseñado a partir del uso de las ecuaciones de diseño y de desempeño de este tipo de escudos. Este escudo es que será utilizado como punto de comparación para identificar si el uso de armaduras laminadas como bumper externo en escudos Whipple rellenos trae consigo mejoras en el desempeño balístico que justifiquen su implementación.

3.3 Diseño de la armadura laminada

Uno de los requerimientos impuestos sobre la armadura laminada a diseñar es que esta debe ser capaz de soportar múltiples impactos de partículas con una masa y velocidad suficiente como para penetrarla e impactar la pared intermedia y posterior del escudo MMOD. Los materiales cerámicos son frágiles, motivo por el cual utilizar una sola sección cerámica no favorece el cumplimiento de este requerimiento debido a que existe la posibilidad de que toda esta se fracture, resultando en la falla de la armadura en su totalidad.

3.3.1 Cálculo de esfuerzos producidos tras el impacto

La armadura laminada que se busca diseñar debe de ser capaz de resistir múltiples impactos, por lo cual la aplicación de adhesivo y material de refuerzo ha de ser realizada con ello en mente. Estos materiales son responsables de distribuir las cargas transmitidas por las ondas de estrés de forma tal que la integridad de toda la armadura no se verá comprometida tras un impacto.

El cálculo de la magnitud de los esfuerzos transmitidos se realizará siguiendo el método descrito en el subcapítulo 1.3.2.5, para lo cual es necesario conocer los Hugoniot de los materiales.

El aluminio tiene un Hugoniot conocido, el cual es dado por la ecuación:

$$P = \rho_0(c_0 + S u_p) u_p \quad (3.11)$$

Esta ecuación es modificada para que la curva sea reflejada y choque con el eje X a la velocidad de impacto, resultando en:

$$P = \rho_0 (c_0 + S(V_{imp} - u_p)) (V_{imp} - u_p) \quad (3.12)$$

| Shot Number | Thickness μm | U_s^{Quartz} km/s | $(U_s^{\text{B}_4\text{C}})$ km/s | $\delta U_s^{\text{B}_4\text{C}}$ km/s | $U_s^{\text{B}_4\text{C}}$ km/s | P GPa | ρ g/cc | U_p km/s | F unitless | Cs km/s | Γ unitless |
|---------------------|----------------------------|-------------------------------|--------------------------------------|---|------------------------------------|-----------------|--------------------|-------------------|--------------------|-------------------|----------------------|
| s69619 | 79.1(± 0.5) | 19.2(± 0.2) | 20.6(± 0.2) | -0.07 | 20.6(± 0.2) | 577(± 9) | 5.46(± 0.13) | 11.1(± 0.2) | 1.07(± 0.04) | 17.6(± 0.9) | 0.6(± 0.2) |
| s69618 | 75.6(± 0.5) | 19.7(± 0.2) | 21.2(± 0.2) | 0.05 | 21.3(± 0.2) | 615(± 10) | 5.50(± 0.14) | 11.5(± 0.2) | 1.06(± 0.02) | 18.2(± 1) | 0.5(± 0.2) |
| s69617 | 74.7(± 0.5) | 21.4(± 0.2) | 22.8(± 0.3) | -0.18 | 22.6(± 0.3) | 736(± 13) | 5.78(± 0.17) | 12.9(± 0.2) | 1.00(± 0.01) | 19.6(± 1.2) | 0.5(± 0.2) |
| s69616 | 77.7(± 1) | 20.4(± 0.1) | 21.9(± 0.3) | -0.12 | 21.8(± 0.3) | 663(± 8) | 5.60(± 0.13) | 12.1(± 0.1) | 1.25(± 0.02) | 16.2(± 0.6) | 0.9(± 0.3) |
| s69622 | 46.7(± 1) | 16.3(± 0.1) | 18.5(± 0.4) | -0.28 | 18.2(± 0.4) | 413(± 8) | 4.86(± 0.14) | 8.9(± 0.1) | 1.15(± 0.04) | 16.8(± 0.9) | 0.4(± 0.3) |
| s69623 | 45.9(± 1) | 15.2(± 0.1) | 17.2(± 0.4) | 0.0 | 17.2(± 0.4) | 352(± 6) | 4.79(± 0.14) | 8.2(± 0.1) | 1.15(± 0.02) | 16.0(± 0.8) | 0.4(± 0.4) |
| s69624 | 44.6(± 1) | 15.1(± 0.1) | 17.1(± 0.4) | -0.14 | 17.0(± 0.4) | 344(± 6) | 4.73(± 0.13) | 8.0(± 0.1) | 1.19(± 0.01) | 15.7(± 0.8) | 0.5(± 0.3) |
| s69625 | 48.8(± 1) | 13.8(± 0.1) | 15.8(± 0.3) | -0.06 | 15.8(± 0.3) | 282(± 5) | 4.56(± 0.12) | 7.1(± 0.1) | 1.19(± 0.02) | 15.1(± 0.7) | 0.3(± 0.4) |
| s69627 | 46.0(± 1) | 13.6(± 0.1) | 15.9(± 0.4) | -0.12 | 15.8(± 0.4) | 276(± 5) | 4.51(± 0.12) | 7.0(± 0.1) | 1.21(± 0.03) | 15.0(± 0.7) | 0.4(± 0.3) |
| s69628 | 45.1(± 1) | 16.3(± 0.1) | 18.2(± 0.4) | -0.15 | 18.1(± 0.4) | 408(± 8) | 4.93(± 0.16) | 8.9(± 0.1) | 1.15(± 0.03) | 16.3(± 0.9) | 0.5(± 0.4) |
| s69621 ^a | 46.1(± 2) | 17.4(± 0.1) | 19.0(± 0.8) | - | - | 469(± 15) | 5.24(± 0.36) | 9.8(± 0.2) | - | - | - |

Tabla 3.5 Mediciones de Hugoniot de B₄C [53]

El Hugoniot del carburo de boro no es tan conocido como lo es el del aluminio, existen aproximaciones y mediciones. Los valores mostrados en la **Figura 3.5** corresponden a mediciones del Hugoniot de B₄C en un rango de presiones que asciende a 700 GPa. Estos valores serán utilizados para graficar su curva de Hugoniot.

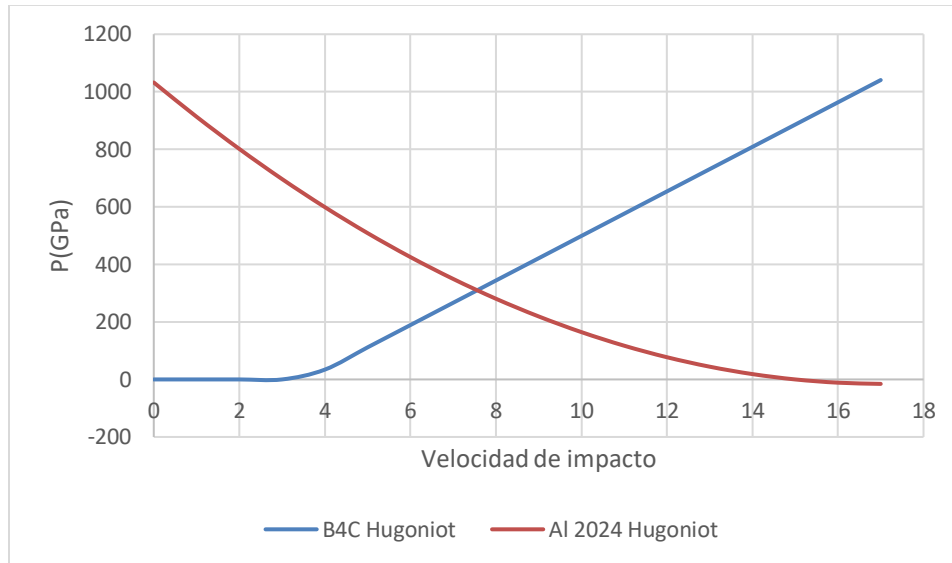


Figura 3.12 Cálculo de presiones generadas tras un impacto con un proyectil de aluminio a una velocidad de 15 km/s.

En la **Figura 3.12** se muestran las curvas del Hugoniot reflejado del aluminio y del Hugoniot del carburo de boro, ambas teniendo a la presión expresada en función de la velocidad de impacto. La presión correspondiente al impacto es la que se tiene en la intersección entre ambas curvas. Esta toma un valor aproximado de:

$$\sigma_0 = 300GPa \quad (3.13)$$

3.3.2 Esfuerzos transmitidos y reflejados en interfaces de las piezas cerámicas

El carburo de boro posee una resistencia a la flexión que se encuentra dentro del rango de 250-450 MPa [54]. Someter el material a una flexión cuya magnitud supere dicho valor hará que el material falle, resultando en la fractura de este. La propagación de ondas de esfuerzos debe ser tal que las piezas de cerámico aledañas a una que es impactada no experimente ondas de esfuerzo cuya magnitud supere la del esfuerzo de resistencia a la flexión del material. Cinoacrilato, El adhesivo utilizado en la configuración de armadura seleccionada, es el material que se encontrará presente entre las interfaces cerámico-cerámico y cerámico-material de refuerzo. Calcular la relación entre ondas transmitidas y ondas reflejadas en estas interfaces es del interés de este trabajo de investigación para conocer que presiones debe de haber en las interfaces de cada cerámico para no comprometer la integridad de las piezas aledañas.

La impedancia elástica del carburo de boro y cinoacrilato toman valores de:

$$Z_{B_4C} = 30 \cdot 10^6 \frac{kg}{m^2s} \quad (3.14)$$

$$Z_{Cinoacrilato} = 1.78 \cdot 10^6 \frac{kg}{m^2s} \quad (3.15)$$

La relación entre el esfuerzo transmitido y el esfuerzo incidente en la interfaz Cinoacrilato-Carburo de boro es:

$$\frac{\sigma_T}{\sigma_I} = 0.11 \quad (3.16)$$

3.3.3 Dimensionamiento de las piezas cerámicas

El carburo de boro, el cual es el material cerámico seleccionado para la armadura laminada posee una resistencia a la flexión dentro del rango de 250-450MPa, la cual es menor a su resistencia a la tracción y compresión. El esfuerzo transmitido a una pieza de cerámico por la interfaz de adhesivo debe estar por debajo de su resistencia a la flexión. Asumiendo que se trabaja con carburo de boro cuya resistencia a la flexión es de 450 MPa, el esfuerzo transmitido en la interfaz ha de ser:

$$\sigma_{transmitido\ en\ la\ interfaz} = 450MPa \quad (3.17)$$

Para la relación entre el esfuerzo incidente y el esfuerzo transmitido calculado, el esfuerzo incidente en la interfaz debe tomar un valor de:

$$\sigma_{incidnete\ en\ la\ interfaz} = 4.09GPa \quad (3.18)$$

Con un módulo de Young en el rango de 362 – 472 MPa y una densidad de 2300 kg/m³, se utilizan los resultados y las pruebas experimentales desarrolladas en [25] para obtener un valor del coeficiente de atenuación para el carburo de boro, el cual es de:

$$\alpha_c = 50m^{-1} \quad (3.19)$$

Con ese coeficiente de atenuación, la distancia al punto de origen de la onda incidente para no superar el esfuerzo incidente deseado en la interfaz es:

$$d = 43\ mm \quad (3.20)$$

$$t_{\text{Policarbonato}} = 0.3 \text{ mm} \quad (3.24)$$

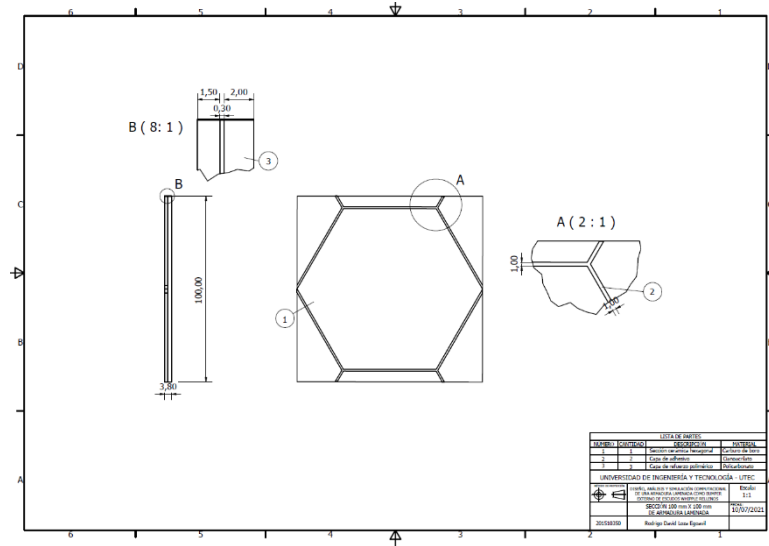


Figura 3.14 Ensamblaje general de la armadura laminada propuesta.

$$\rho_{\text{Armadura laminada}} = 0.6168 \frac{g}{cm^2} \quad (3.25)$$

La armadura laminada propuesta mostrada en la **Figura 3.14**, tiene una densidad por área de 0.6168 g/cm^2 , este valor cumple con el requerimiento de proponer una solución con una densidad menor a la que se tiene en un bumper de aluminio

3.4 Simulaciones computacionales

Se realizaron un total de 4 simulaciones computacionales para evaluar el desempeño balístico de la armadura laminada. Las simulaciones fueron realizadas a velocidades relativas de impacto de 8 km/s y 14 km/s. El diámetro del cuerpo que impacta el escudo es de 10 mm y este está hecho de aluminio.

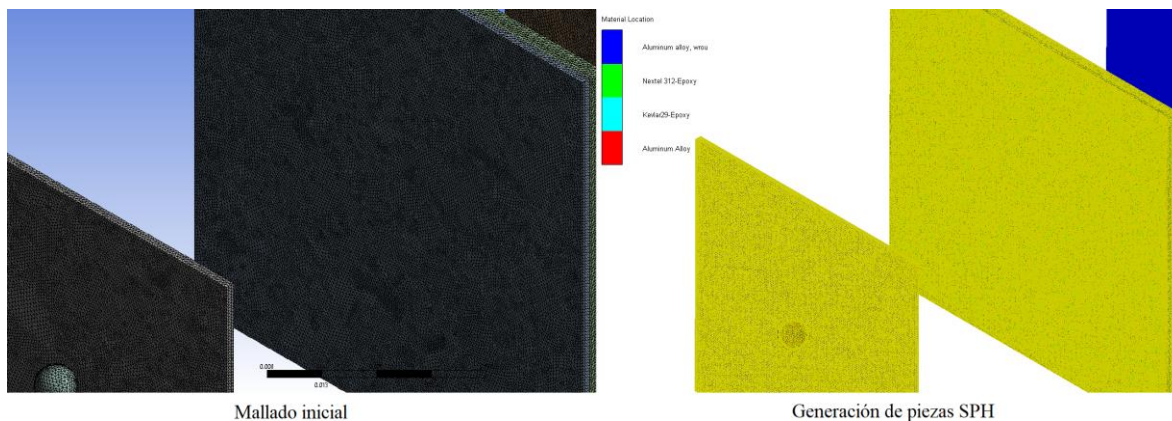


Figura 3.15 Mallado inicial en ANSYS Mechanical y generación de partes SPH en Autodyn.

En la **Figura 3.15** se muestra la discretización de las diversas secciones de un escudo Whipple relleno. A la izquierda se tiene el mallado Lagrangiano elaborado en ANSYS Mechanical, el cual fue generado utilizando el método de tetraedros con un tamaño de elementos de 0.8 mm. A la derecha se muestran las piezas SPH generadas para simulación, las cuales son: La partícula que impacta el escudo, el bumper externo y las paredes intermedias de Nextel y Kevlar. En esa imagen es posible distinguir las partículas generadas a partir de la creación de elementos SPH. El tamaño de partículas seleccionado para rellenar la geometría es de 0.8 mm. Se observa que la pared posterior no está compuesta por dichas partículas. Esto es debido a que esta se mantiene como un elemento estructurado, conservando el mallado inicial.

3.4.1 Simulación de impactos a escudo Whipple relleno

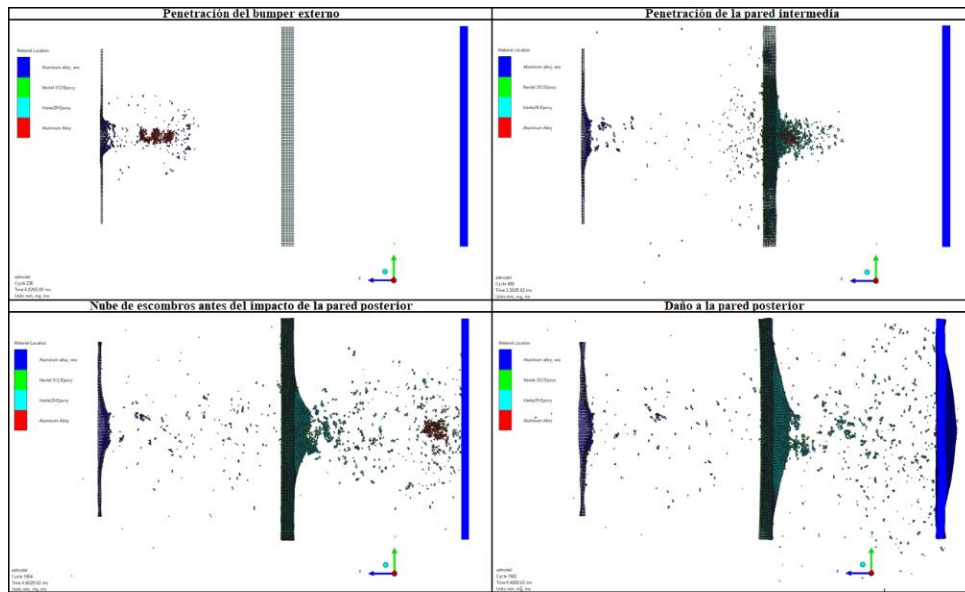


Figura 3.16 Impacto a escudo Whipple relleno a una velocidad de 8 km/s.

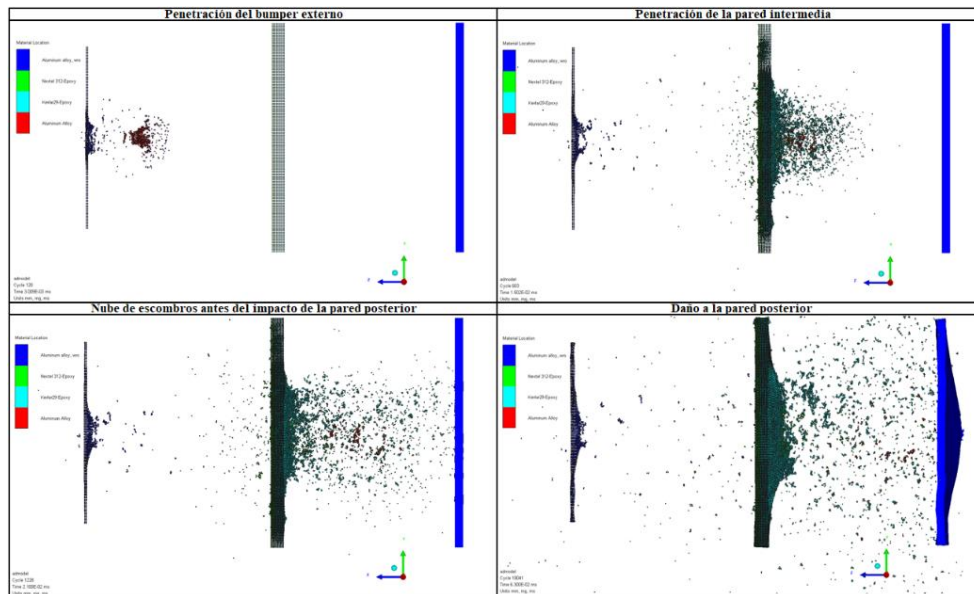


Figura 3.17 Impacto a escudo Whipple relleno a una velocidad de 14 km/s.

En la **Figura 3.16** y **Figura 3.17**, se tienen los resultados de los impactos de una esfera de aluminio de diámetro de 10 mm al escudo Whipple relleno diseñado a partir de las ecuaciones de diseño y desempeño balístico de estos escudos. En las imágenes se muestra la interacción entre la esfera de aluminio y el escudo. Se tiene la penetración del bumper

externo, la penetración de la capa intermedia de Nextel y Kevlar, la nube de escombros antes de impactar con la pared posterior y el abultamiento en la pared posterior. El abultamiento de la pared posterior es visualmente mayor en el impacto de la esfera que viaja a 14 km/s. Esto es de esperarse debido a que los daños que un impacto puede ocasionar están estrechamente relacionados con la velocidad del proyectil. En ninguno de los casos se logra penetrar la pared trasera, lo cual es lo esperado ya que los requerimientos del diseño están por encima de las condiciones de los impactos simulados.

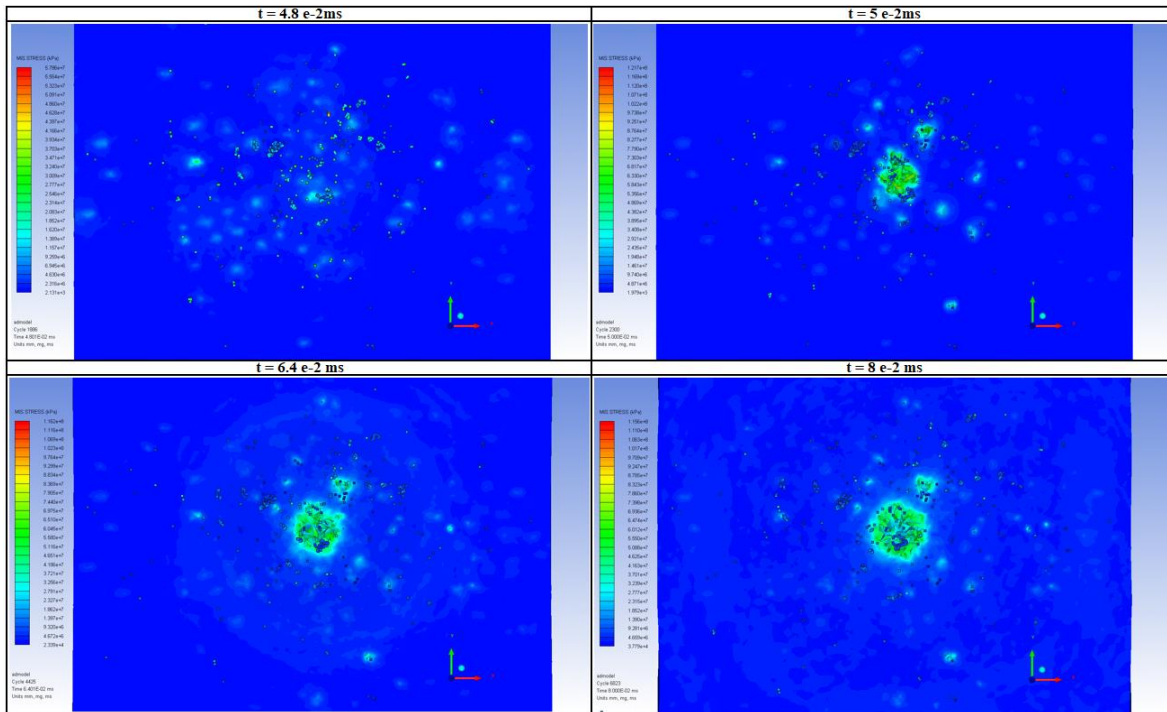


Figura 3.18 Esfuerzos generados en la pared posterior del escudo Whipple relleno durante el impacto a una velocidad de 8 km/s.

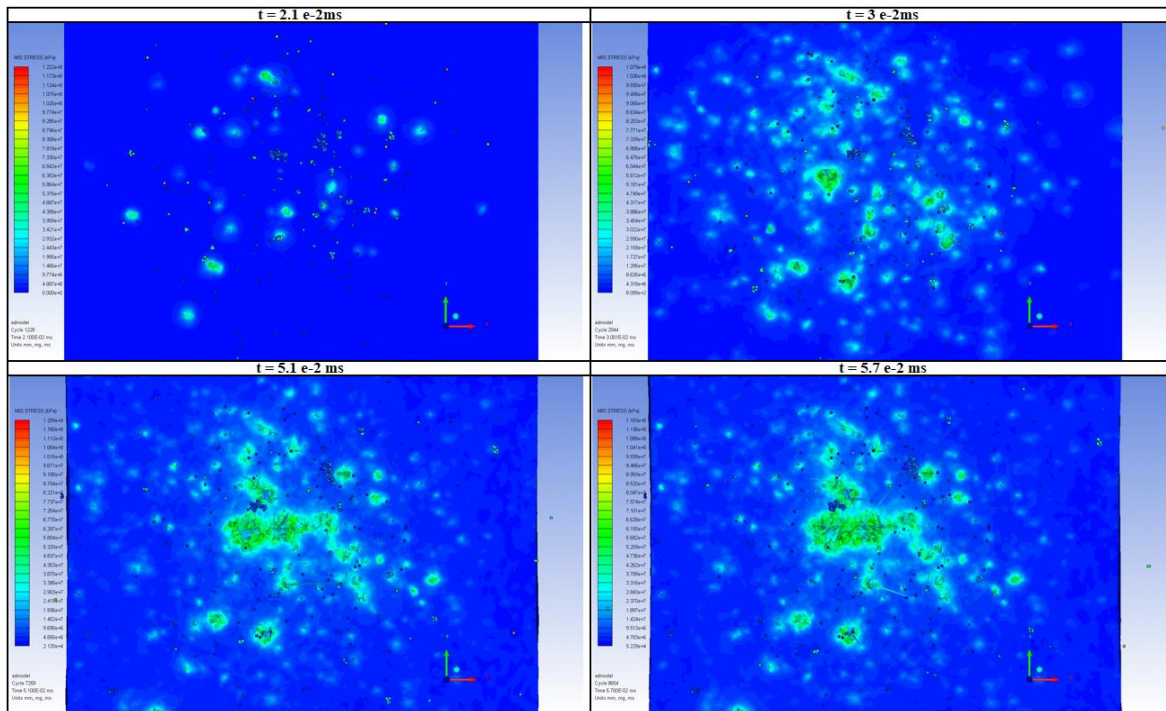


Figura 3.19 Esfuerzos generados en la pared posterior del escudo Whipple relleno durante el impacto a una velocidad de 14 km/s.

En la **Figura 3.18** y **Figura 3.19**, se puede observar cómo varían los esfuerzos experimentados por la pared posterior del escudo Whipple relleno conforme esta es impactada por la nube de escombros producida tras la penetración del bumper externo y las capas intermedias. Inicialmente pocas partículas, cuya distribución no se encuentra focalizada, impactan el escudo. Conforme la nube de escombros se desplaza, más partículas entran en contacto con la pared, cada vez de forma más focalizada. Esto se puede observar claramente en el impacto a una velocidad de 14 km/s, en el cual los esfuerzos se encuentran más focalizados y tienen una mayor magnitud. Son estos esfuerzos experimentados los que deforman plásticamente la pared posterior, generando el abultamiento. Si la nube de escombros choca con la pared posterior a una velocidad más baja y cubriendo una mayor área, los esfuerzos ejercidos sobre la pared serán menores.

3.4.2 Simulaciones de impacto a escudo Whipple relleno con armadura laminada como bumper externo

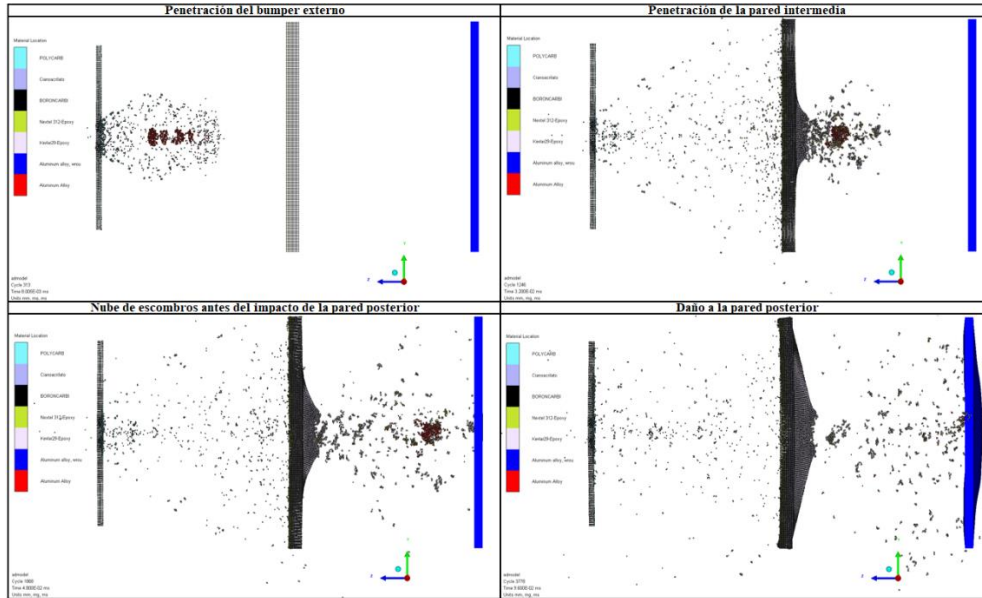


Figura 3.20 Impacto a escudo Whipple relleno con armadura laminada como bumper externo a una velocidad de 8 km/s.

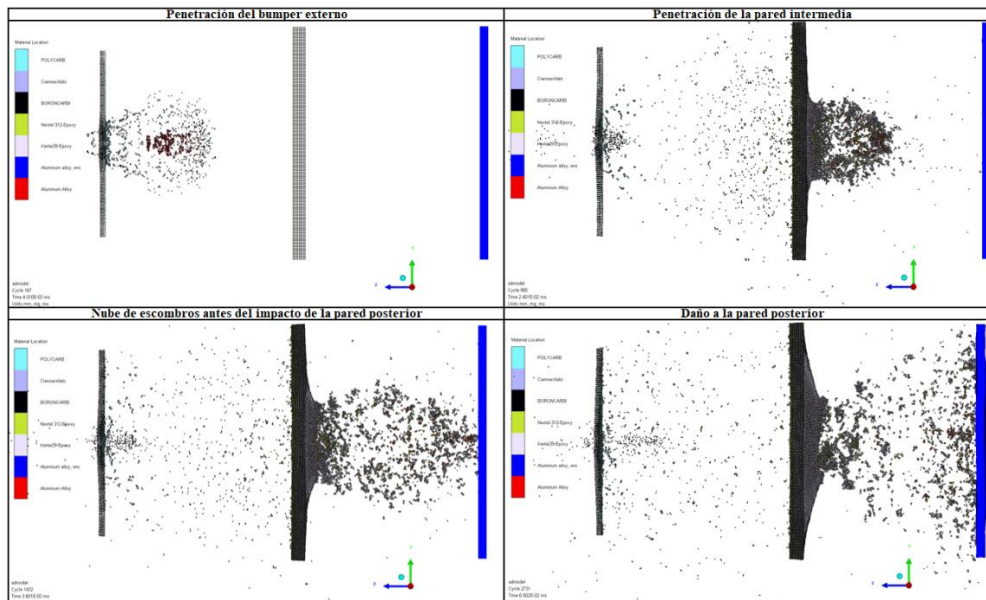


Figura 3.21 Impacto a escudo Whipple relleno con armadura laminada como bumper externo a una velocidad de 14 km/s.

Al igual que en las simulaciones del escudo Whipple relleno con bumper externo de aluminio, en la **Figura 3.20** y **Figura 3.21** se pueden distinguir los procesos de penetración del bumper externo, formación de la nube de escombros, penetración de las capas intermedias de Nextel y Kevlar y el abultamiento de la pared posterior.

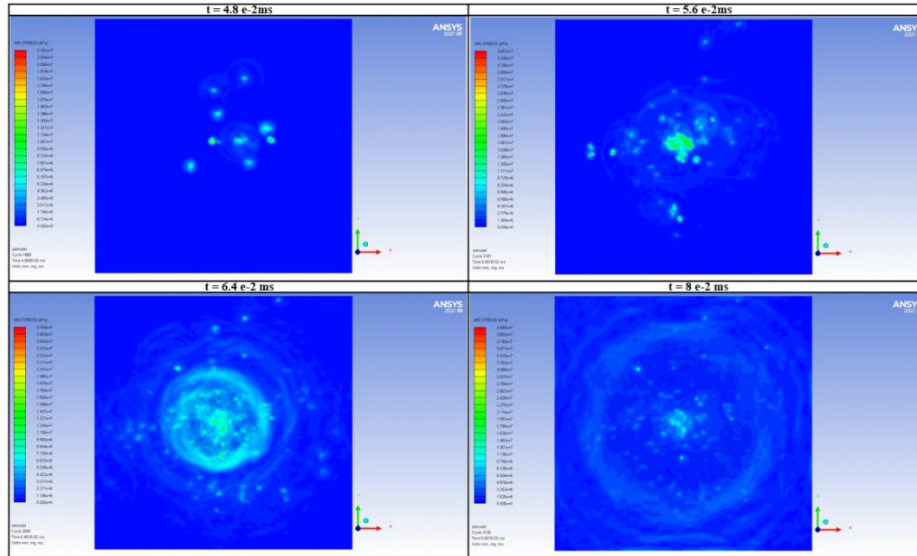


Figura 3.22 Esfuerzos generados en la pared posterior del escudo Whipple relleno con una armadura laminada como bumper externo durante el impacto a una velocidad de 8 km/s.

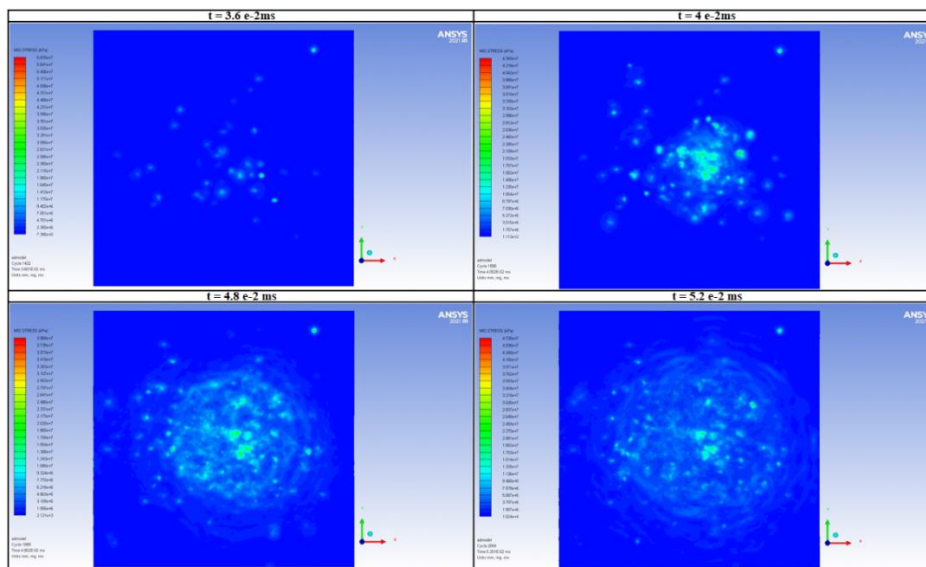


Figura 3.23 Esfuerzos generados en la pared posterior del escudo Whipple relleno con una armadura laminada como bumper externo durante el impacto a una velocidad de 14 km/s.

3.4.3 Comparación del desempeño de la armadura laminada y del bumper externo de aluminio

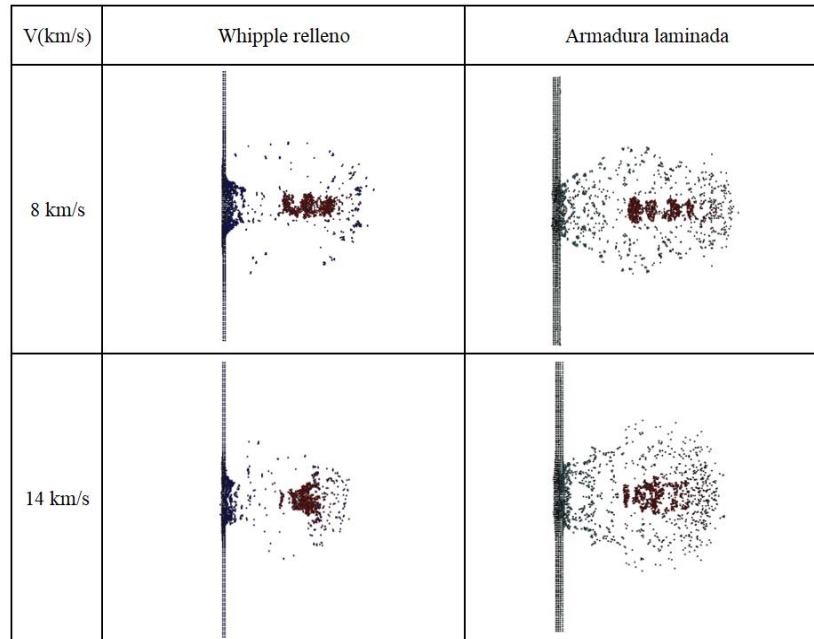


Figura 3.24 Penetración de la armadura laminada y del bumper de aluminio.

En la **Figura 3.24** se muestra la fragmentación del bumper externo de los 4 escenarios analizados. Tanto el bumper externo de aluminio como la armadura laminada son capaces de fragmentar y erosionar el material, en ninguno de los casos la esfera que impacta el bumper conserva su forma. La principal diferencia en cada uno de los casos es la geometría resultante de la esfera tras el impacto y la forma que la nube de escombros toma. La nube de escombros producida tras el impacto con el bumper externo de aluminio se muestra más focalizada que la producida con el impacto con la armadura laminada, lo cual sugiere una menor interacción con el bumper y por ende una menor fragmentación. En el caso de la armadura laminada, los daños al cerámico se limitan a la pieza impactada, las piezas aledañas no aparentan haber sido afectadas.

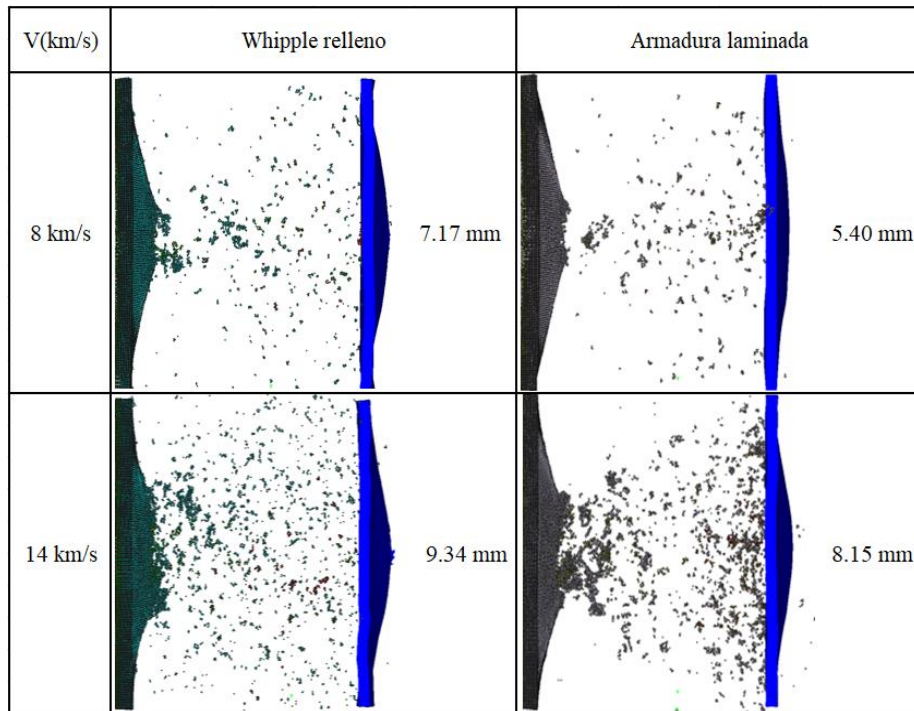


Figura 3.25 Impacto de la nube de escombros con la pared posterior.

Las diferencias en la fragmentación que la esfera experimentó durante su interacción con el bumper externo de aluminio y con la armadura laminada se manifiestan en los daños ocasionados en la pared posterior cuando la nube de escombros la impacta, los cuales se visualizan en la **Figura 3.25**. En la figura se muestran los resultados obtenidos del abultamiento de la pared posterior en cada uno de los casos estudiados. Como es de esperarse, el abultamiento de la pared posterior es mayor en las simulaciones de velocidad relativa de impacto de 14 km/s en comparación a la de 8 km/s. Para las dos velocidades relativas de impacto consideradas, el abultamiento es mayor cuando se utiliza el bumper externo de aluminio. A una velocidad de impacto de 8 km/s, el abultamiento en la pared posterior se reduce de 7.17 mm a 5.4 mm con la implementación de la armadura laminada propuesta. A una velocidad relativa de impacto de 14 km/s, el abultamiento se reduce de 9.34 mm a 8.15 mm. En los casos analizados se tiene una mejora del desempeño del escudo con la implementación de la armadura laminada.

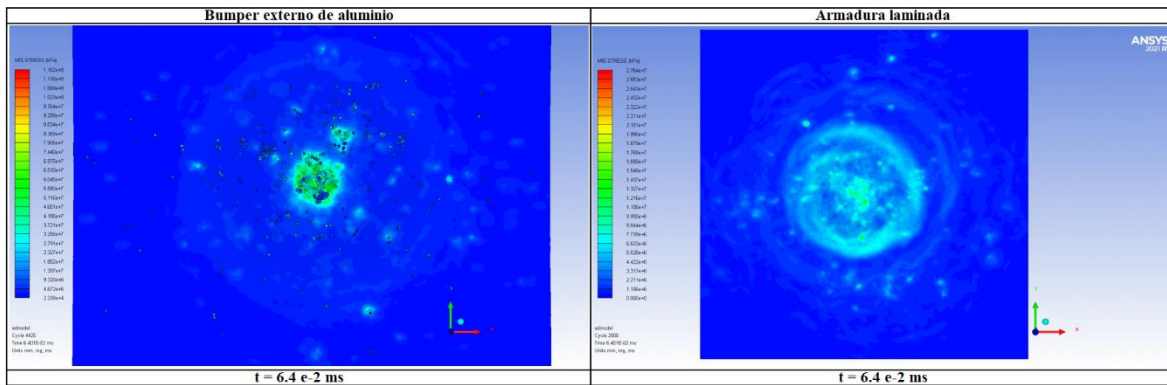


Figura 3.26 Esfuerzos ejercidos durante el impacto de la nube de escombros con la pared posterior teniendo una velocidad relativa de impacto de 8 km/s.

Los esfuerzos ejercidos sobre la pared posterior varían debido a la fragmentación y la formación de la nube de escombros, lo cual afecta el abultamiento de la pared posterior. En la **Figura 3.26** se puede observar cómo es que los esfuerzos ejercidos sobre la pared posterior varían a una velocidad de impacto de 8 km/s. En el instante de tiempo mostrado, los esfuerzos ejercidos en el escudo Whipple relleno con un bumper externo de aluminio alcanzan un valor máximo de 116.2 GPa. Utilizando una armadura laminada como bumper, el esfuerzo máximo ejercido toma un valor de 27.6 GPa. Los esfuerzos que se tienen en ambos casos están muy por encima de la resistencia mecánica del material, resultando en su deformación plástica.

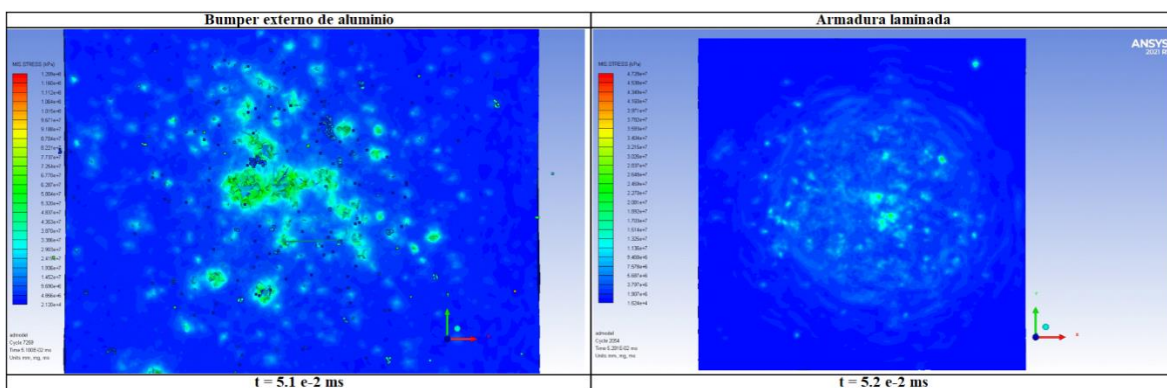


Figura 3.27 Esfuerzos ejercidos durante el impacto de la nube de escombros con la pared posterior teniendo una velocidad relativa de impacto de 14 km/s.

En la **Figura 3.27** se muestran los resultados obtenidos de la magnitud de los esfuerzos ejercidos sobre la pared posterior cuando esta es impactada por la nube de escombros en el impacto a una velocidad de 14 km/s. El esfuerzo máximo ejercido por la nube de escombros a la pared posterior toma un valor de 120.9 GPa y 47.2 GPa para el escudo con un bumper externo de aluminio y una armadura laminada respectivamente. Esta diferencia de los esfuerzos ejercidos se asemeja en la que se obtuvo en el impacto a una velocidad de 8 km/s.

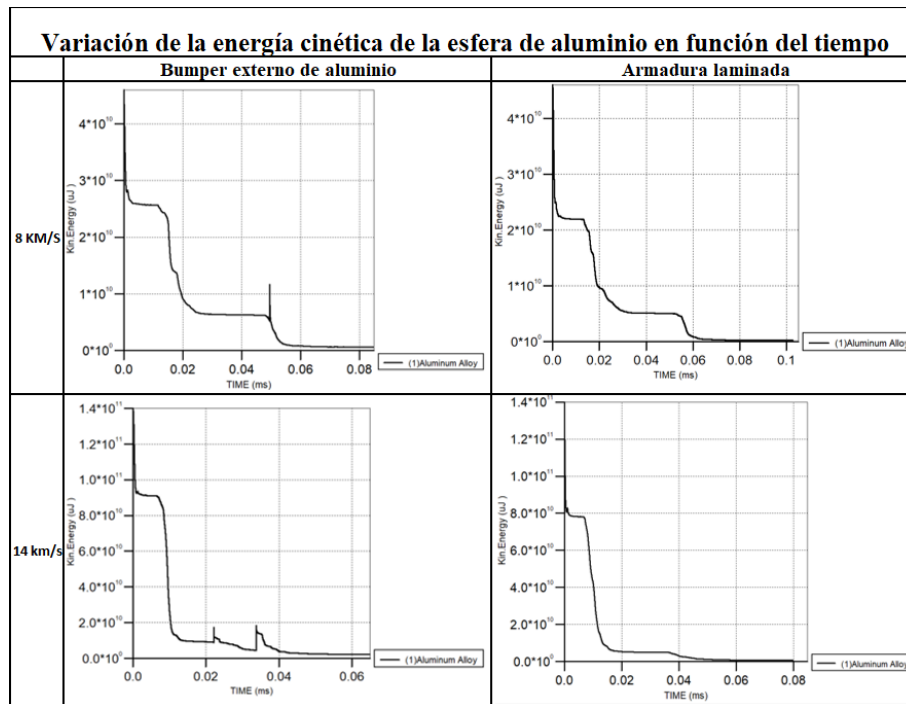


Figura 3.28 Variación de la energía cinética de la esfera de aluminio en función del tiempo. Fuente: Elaboración propia.

En la **Figura 3.28** se muestra cómo es que la energía cinética de la partícula que impacta el escudo MMOD varía en función del tiempo. Las curvas que describen dicha variación muestran un comportamiento similar. La energía cinética inicial es aquella con la cual la partícula viaja antes de impactar contra el bumper externo. Tras impactar con el bumper, la energía cinética de esta se reduce y se forma la nube de escombros. La energía cinética varía poco hasta que la nube de escombros impacta contra el material de relleno. El propósito del material de relleno es reducir la velocidad de la nube de escombros para que

el daño a la pared posterior sea menor. Esta cumple su propósito y se observa una caída de energía cinética mayor en comparación de la que se tiene tras el impacto con el bumper externo. Habiéndose ya reducido la velocidad de la nube de escombros, esta mantiene una energía cinética constante hasta que impacta con la pared posterior. Este comportamiento es esperado ya que es así como funciona un escudo Whipple relleno. En [18] se presentan los resultados de una simulación computacional de un impacto a un escudo Whipple relleno desarrollada en Autodyn. El comportamiento de la curva presentada es el mismo que el que se tiene en las curvas obtenidas a partir de las simulaciones realizadas.

| Energía cinética de la esfera de aluminio tras impactar el bumper y el material de relleno (KJ) | | | | |
|---|-------------------|--------------|----------|--------------|
| V (km/s) | Armadura laminada | | Aluminio | |
| | Bumper | Mat. Relleno | Bumper | Mat. Relleno |
| 8 | 22 | 5.1 | 26 | 6.3 |
| 14 | 76 | 4.6 | 92 | 9 |

Tabla 3.6 Energía cinética de la esfera de aluminio tras el impacto con el bumper externo y el material de relleno (Nextel y Kevlar): Elaboración propia.

La variación de la energía cinética de la esfera de aluminio tiene un comportamiento similar en los casos analizados. Lo que difiere es la magnitud de la energía cinética y los instantes de tiempo en los cuales las variaciones más significativas se presentan. En la **Tabla 3.6** se tienen valores de la energía cinética de la esfera tras el impacto con el bumper externo y con el material de relleno. Los valores mostrados son aproximaciones tomadas a partir de las gráficas obtenidas en Autodyn. Tras impactar el bumper externo a una velocidad de 8 km/s, la energía cinética de la esfera toma valores de 26 KJ y 22 KJ en el escudo con bumper externo de aluminio y armadura laminada respectivamente. A una velocidad de impacto de 14 km/s, esta toma valores de 92 KJ y 76 KJ. Esta diferencia es atribuible a las presiones experimentadas por la esfera de aluminio y a su consecuente fragmentación. Tras impactar el material de relleno, la energía cinética de la nube descombrada en el impacto a 8 km/s se reduce a un valor de 6.3 KJ y 5.1 KJ en el escudo con bumper externo de aluminio y armadura laminada respectivamente. A una velocidad de impacto de 14 km/s, esta toma valores de 9 KJ y 4.6 KJ. En los escenarios analizados, la energía cinética del proyectil tiende a ser menor a lo largo del impacto cuando el escudo

posee una armadura laminada como bumper externo. Es precisamente esta diferencia en la energía cinética la que es responsable de la variación que se tiene en los daños a la pared posterior.

CONCLUSIONES

1. En el presente trabajo de investigación se diseñó una armadura laminada para sustituir el bumper externo de aluminio utilizado en escudos Whipple relleno, buscándose obtener una mejora en el desempeño balístico de estos escudos. Ya que se posee una densidad similar, su implementación no posa una desventaja en lo que respecta al peso de toda la protección MMOD. El escudo MMOD resultante cumple con todos los requerimientos de protección establecidos y con los deseos y exigencias planteados en la lista de exigencias.
2. Las condiciones de operación, la caracterización del entorno y los requerimientos de protección fueron establecidos en base a la distribución de la elevación e inclinación orbital de satélites y estaciones espaciales, el programa ORDEM 3.1.2 y guías de diseño de protección MMOD. Se consideró una elevación con un apogeo y perigeo de 600 km y una inclinación orbital de 60.39° . Utilizando ORDEM 3.1.2 se caracterizó el entorno en cuanto a flujo de basura espacial en función de su tamaño y la distribución de la velocidad de estos cuerpos. Con esta información se estableció un diámetro crítico de proyectil mínimo de 0.87 mm para una probabilidad de no penetración de 0.998895 en un periodo de un año. El valor del diámetro crítico de proyectil de diseño ascendió a 15 mm en base a valores referenciales. Este valor supera por mucho el del diámetro crítico mínimo debido a que la probabilidad de impacto depende del posicionamiento de una superficie respecto a la tierra.
3. Se realizó el diseño de una armadura laminada optando por una configuración de doble capa con una capa intermedia de adhesivo. El material cerámico, adhesivo y polímero son carburo de boro, cinoacrilato y policarbonato respectivamente. La

densidad por área resultante de esta armadura es de 0.6168 g/cm^2 . Este valor de densidad por área es ligeramente menor al que se tiene en el bumper de aluminio, el cual es de 0.621 g/cm^2 . Ya que con este dimensionamiento se obtuvo una mejora en el desempeño balístico de la armadura que resulto en una disminución de la energía cinética de la nube descomposiciones antes del impacto con la pared posterior, se abre la posibilidad de diseñar configuraciones más ligeras sin comprometer el desempeño balístico

4. Utilizando el módulo de dinámica explícita de ANSYS y Autodyn se realizaron simulaciones computacionales de impactos a velocidades relativas de 8 km/s y 14 km/s . Para dichas simulaciones se optó por un dimensionamiento de elementos estructurados y no estructurados de 0.8 mm . Las simulaciones se ejecutan de manera satisfactoria, obteniendo resultados de los procesos de penetración de bumper externo, penetración de capas intermedias, abultamiento de pared posterior y variación de la energía cinética.

5. Los resultados obtenidos a partir de las simulaciones computacionales muestran una mejora en el desempeño balístico del escudo que se manifiesta en un menor abultamiento de la pared posterior, una reducción de los esfuerzos ejercidos en esta y en una mayor reducción de la energía cinética del proyectil. En el impacto dado a una velocidad relativa de impacto de 8 km/s , se obtuvo una reducción en el abultamiento de la pared posterior de 7.17 mm a 5.4 mm . El esfuerzo máximo ejercido sobre la pared posterior se reduce de 116.2 GPa a 27.6 GPa . Teniendo una velocidad relativa de impacto, el abultamiento de la pared posterior se reduce de 9.34 mm a 8.15 mm y los esfuerzos ejercidos sobre la pared posterior de 120.9 GPa a 47.2 GPa . La mejora en el desempeño balístico también se evidencia en el comportamiento de la variación de la energía cinética de la esfera de aluminio durante el impacto con el escudo. La fragmentación de la esfera es agravada debido

a que esta experimenta presiones más elevadas al colisionar con un material cerámico.

6. La fragmentación del cuerpo que impacta el escudo y la formación de la nube de escombros son procesos que tienen una importante influencia en el desempeño balístico de los escudos MMOD. Es por ello por lo que resulta de interés investigar el uso de materiales y configuraciones que difieren del uso únicamente de aluminio como bumper externo. La reducción de costos de producción de materiales cerámicos, como lo es el carburo de boro, sumada a la posibilidad de utilizar materiales de menor densidad hace que la implementación de materiales cerámicos y compuestos sea más atractiva para su aplicación en escudos MMOD.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] The European Space Agency, “Space Debris By The Numbers,” 2020.
https://www.esa.int/Safety_Security/Space_Debris/Space_debris_by_the_numbers
(accessed Sep. 27, 2020).
- [2] E. Space and O. Centre, “ESA ’ s Annual Space Environment Report,” no. September, 2020.
- [3] A. W. Salter, “Space Debris: A Law and Economics Analysis of the Orbital Commons,” *SSRN Electron. J.*, no. September, 2018, doi: 10.2139/ssrn.3191395.
- [4] T. S. Kelso, “Analysis of the 2007 Chinese ASAT Test and the Impact of its Debris on the Space Environment,” 2007.
- [5] G. Muntoni, G. Montisci, T. Pisanu, P. Andronico, and G. Valente, “Crowded space: A review on radar measurements for space debris monitoring and tracking,” *Appl. Sci.*, vol. 11, no. 4, pp. 1–29, 2021, doi: 10.3390/app11041364.
- [6] Y. V. Gupta, B. K. Bharadwaj, A. Boratkar, A. Paliya, S. Dabak, and H. Ganti, “Active and passive protection of low earth orbit satellites from space environmental effects,” *Proc. Int. Astronaut. Congr. IAC*, vol. 9, no. September, pp. 6533–6542, 2015.
- [7] L. Hall, “The History of Space Debris,” 2014.
- [8] H. Min, F. Zhou, S. Jui, T. Wang, and X. Chen, “The Cost Of Future Collisions in LEO,” *Distribution*, no. January, pp. 1–23, 2012, [Online]. Available: <http://classtap.pbworks.com/f/SkillSoft+-+Blended+Elearning.pdf>.
- [9] A. J. Piekutowski and K. L. Poormon, “Effects of scale on the performance of whipple shields for impact velocities ranging from 7 to 10 km/s,” *Procedia Eng.*, vol. 58, pp. 642–652, 2013, doi: 10.1016/j.proeng.2013.05.074.
- [10] X. Huang *et al.*, “Hypervelocity impact damage behavior of B4C/Al composite for

- MMOD shielding application,” *Mater. Des.*, vol. 186, p. 108323, 2020, doi: 10.1016/j.matdes.2019.108323.
- [11] S. Nemat-Nasser, S. Sarva, J. B. Isaacs, and D. W. Lischer, “THE EFFECT OF FRONT FACE CONFINEMENT OF THE BALLISTIC EFFICIENCY OF AL₂O₃ TILES,” no. 858, pp. 1–15.
- [12] A. Cherniaev and I. Telichev, “Sacrificial bumpers with high-impedance ceramic coating for orbital debris shielding: A preliminary experimental and numerical study,” *Int. J. Impact Eng.*, vol. 119, no. February, pp. 45–56, 2018, doi: 10.1016/j.ijimpeng.2018.05.004.
- [13] NASA, “Advanced Space Transportation Program: Paving The Highway To Space.”
<https://www.nasa.gov/centers/marshall/news/background/facts/astp.html#:~:text=Today%2C%20it%20costs%20%2410%2C000%20to%2C%20per%20pound%20within%2040%20years.&context=content> (accessed Sep. 27, 2020).
- [14] P. J. Hazell, “ARMOUR: Materials, theory, and design,” *ARMOUR Mater. Theory, Des.*, no. October, pp. 1–362, 2015, doi: 10.1201/b18683.
- [15] NASA, “Shield Development,” 2021. <https://hvit.jsc.nasa.gov/shield-development/> (accessed Jun. 12, 2021).
- [16] Eric L. Christiansen, “Meteoroid/Debris Shielding,” *Management*, no. January, pp. 1–10, 2011.
- [17] R. Putzar, S. Zheng, J. An, and S. Hovland, “A stuffed Whipple shield for the Chinese space station,” *Int. J. Impact Eng.*, vol. 132, no. July 2018, p. 103304, 2019, doi: 10.1016/j.ijimpeng.2019.05.018.
- [18] B. J. Son, J. Yoo, and M. Lee, “Optimal design of a composite space shield based on numerical simulations,” *J. Mech. Sci. Technol.*, vol. 29, no. 12, pp. 5299–5308, 2015, doi: 10.1007/s12206-015-1132-8.
- [19] I. F. Kobylkin, “Mechanics of penetration of ceramic targets,” *Combust. Explos.*

Shock Waves, vol. 53, no. 1, pp. 110–115, 2017, doi:
10.1134/S0010508217010154.

- [20] I. C. G., *Science of Armour Materials*. 2016.
- [21] A. P. S. Selvadurai, “Fracture evolution during indentation of a brittle elastic solid,” *Mech. Cohesive-Frictional Mater.*, vol. 5, no. 4, pp. 325–339, 2000, doi: 10.1002/(SICI)1099-1484(200005)5:4<325::AID-CFM98>3.0.CO;2-K.
- [22] W. Li-li, *Foundations of stress waves*, vol. 15, no. 2. 2016.
- [23] W. S.P and C. A.W, *Ballistic Materials and Penetration Mechanics*, vol. 5. 1981.
- [24] K. Wen and X. wei Chen, “Analysis of the stress wave and rarefaction wave produced by hypervelocity impact of sphere onto thin plate,” *Def. Technol.*, vol. 16, no. 5, pp. 969–979, 2020, doi: 10.1016/j.dt.2019.11.017.
- [25] N. K. Naik, R. Goel, and M. D. Kulkarni, “Stress wave attenuation in ceramic plates,” *J. Appl. Phys.*, vol. 103, no. 10, 2008, doi: 10.1063/1.2921971.
- [26] E. L. Christiansen, “Design and performance equations for advanced meteoroid and debris shields,” *Int. J. Impact Eng.*, vol. 14, no. 1–4, pp. 145–156, 1993, doi: 10.1016/0734-743X(93)90016-Z.
- [27] Z. Rozenberg and Y. Yeshurun, “The relation between ballistic efficiency and compressive strength of ceramic tiles,” *Int. J. Impact Eng.*, vol. 7, no. 3, pp. 357–362, 1988, doi: 10.1016/0734-743X(88)90035-8.
- [28] C. Su and B. Chen, “Study on effective protective area of ceramic composite target,” *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.*, vol. 768, no. 3, 2020, doi: 10.1088/1757-899X/768/3/032013.
- [29] P. J. Hazell, C. J. Roberson, and M. Moutinho, “The design of mosaic armour: The influence of tile size on ballistic performance,” *Mater. Des.*, vol. 29, no. 8, pp. 1497–1503, 2008, doi: 10.1016/j.matdes.2008.03.003.
- [30] W. A. Gooch, “An overview of ceramic armor applications,” *Tech. Conf. IDEE*,

- no. January, pp. 3–21, 2004, [Online]. Available:
<https://www.researchgate.net/publication/292398604>.
- [31] L.-C. Alil, “Theoretical Study on Adhesives Used in Ballistic Protection Structures and Transparent Armor,” *Sci. Bull.*, vol. 20, no. 1, pp. 86–91, 2015, doi: 10.1515/bsaft-2015-0013.
- [32] J. Godzimirski, M. Roskowicz, and A. Komorek, “Investigation of ballistic resistance of adhesive bonded multi-layer structures Badania odporności na przebicie klejonych struktur wielowarstwowych *,” *Eksploat. i Niezawodn. – Maint. Reliab.*, vol. 19, no. 3, pp. 324–330, 2017, [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.17531/ein.2017.3.2>.
- [33] M. Grujcic, B. Pandurangan, and B. d’Entremont, “The role of adhesive in the ballistic/structural performance of ceramic/polymer-matrix composite hybrid armor,” *Mater. Des.*, vol. 41, pp. 380–393, 2012, doi: 10.1016/j.matdes.2012.05.023.
- [34] E. L. Christiansen, *Micrometeoroid and Orbital Debris (MMOD) Shield Ballistic Limit Analysis Program*, no. February. 2010.
- [35] F. Schäfer *et al.*, “The Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC) Protection Manual,” *Eur. Sp. Agency, (Special Publ. ESA SP, no. 587, pp. 39–46, 2005.*
- [36] S. Meng, L. Taddei, N. Lebaal, and S. Roth, “Advances in ballistic penetrating impact simulations on thin structures using Smooth Particles Hydrodynamics: A state of the art,” *Thin-Walled Struct.*, no. June, p. 107206, 2020, doi: 10.1016/j.tws.2020.107206.
- [37] C. Eric L., “Handbook for Designing MMOD Protection Astromaterials Research and Exploration Science Directorate Human Exploration Science Office NASA Johnson Space Center,” 2009.
- [38] NASA, “Catalog of Earth Satellite Orbits,” 2009.

<https://earthobservatory.nasa.gov/features/OrbitsCatalog>.

- [39] J. Sample, “Space Environmental Effects,” pp. 521–527, 2009, doi: 10.1201/9781420084320-c27.
- [40] Vincent L. Pisacane, *The Space Environment And Its Effects On Space Systems*. 2008.
- [41] D. Guo, X. Hou, and S. Liu, “Thermal fatigue of ceramics: Theory, life predication and characterization methods,” *Key Eng. Mater.*, vol. 544, no. March 2013, pp. 455–459, 2012, doi: 10.4028/www.scientific.net/KEM.544.455.
- [42] K. Li, D. Wang, H. Chen, and L. Guo, “Normalized evaluation of thermal shock resistance for ceramic materials,” *J. Adv. Ceram.*, vol. 3, no. 3, pp. 250–258, 2014, doi: 10.1007/s40145-014-0118-9.
- [43] G. C. Papanicolaou, A. G. Xepapadaki, and G. D. Tagaris, “Effect of thermal shock cycling on the creep behavior of glass-epoxy composites,” *Compos. Struct.*, vol. 88, no. 3, pp. 436–442, 2009, doi: 10.1016/j.compstruct.2008.05.003.
- [44] P. M. Suthesh and A. Chollackal, “Thermal performance of multilayer insulation: A review,” *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.*, vol. 396, no. 1, 2018, doi: 10.1088/1757-899X/396/1/012061.
- [45] “AZO MATERIALS.” <https://www.azom.com/> (accessed Jun. 12, 2021).
- [46] “Makeitfrom.com.” <https://www.makeitfrom.com/> (accessed Jul. 15, 2022).
- [47] L. Louis G. Malito, Sofia Arevalo, Adam Kozak, Stephen Spiegelberg, Anuj Bellare and Pruitt, “Material properties of ultra-high molecular weight polyethylene: Comparison of tension, compression, nanomechanics and microstructure across clinical formulations,” *J. Mech. Behav. Biomed. Mater.*, 2018.
- [48] T. Liu, X. T. Zhang, N. B. He, and G. H. Jia, “Numerical material model for composite laminates in high-Velocity impact simulation,” *Lat. Am. J. Solids*

- Struct.*, vol. 14, no. 11, pp. 1912–1931, 2017, doi: 10.1590/1679-78253750.
- [49] R. Scazzosi, A. Manes, G. Petrone, and M. Giglio, “Two different modelling approaches for fabric composites subjected to ballistic impact,” *IOP Conf. Ser. Mater. Sci. Eng.*, vol. 406, no. 1, 2018, doi: 10.1088/1757-899X/406/1/012051.
- [50] 3M, “Ceramic Fibers and Textiles Technical Reference Guide.”
- [51] Union of concerned scientists, “UCS Satellite Data Base,” 2021.
<https://www.ucsusa.org/resources/satellite-database> (accessed May 09, 2021).
- [52] C. J. Carrasco, S. Mendez, and D. S. Mehoke, “Selection of critical design parameters for MMOD protection in interplanetary missions,” *Procedia Eng.*, vol. 58, no. 915, pp. 574–583, 2013, doi: 10.1016/j.proeng.2013.05.066.
- [53] D. E. Fratanduono *et al.*, “Equation of state, adiabatic sound speed, and Grüneisen coefficient of boron carbide along the principal Hugoniot to 700 GPa,” *Phys. Rev. B*, vol. 94, no. 18, pp. 1–7, 2016, doi: 10.1103/PhysRevB.94.184107.
- [54] R. Kuliiev, “Mechanical properties of boron carbide,” *J. Am. Ceram. Soc.*, vol. 67, no. 1, p. C-13-C-14, 1984, [Online]. Available: <http://library.ucf.edu>.

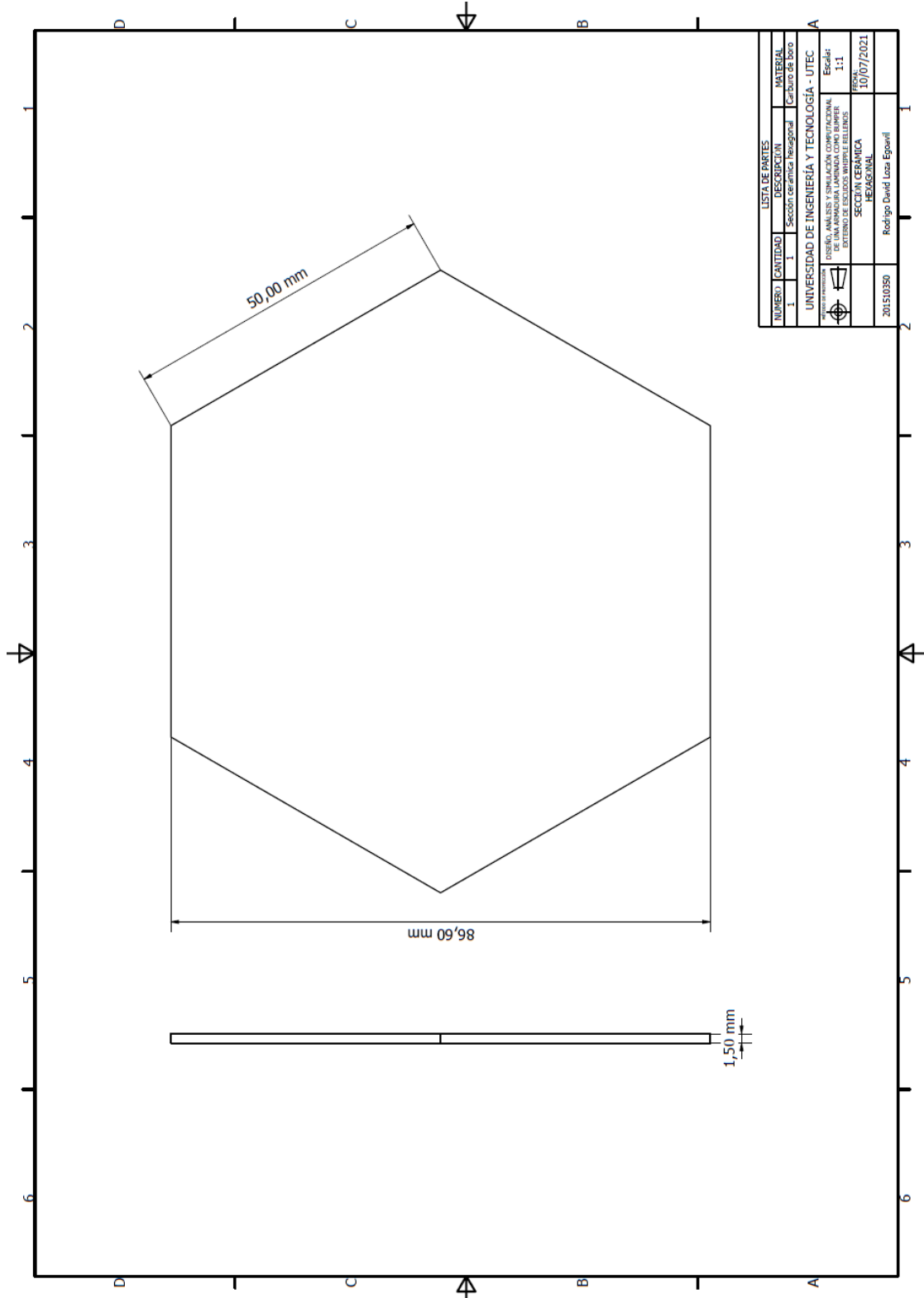
ANEXOS

ANEXO 1: Modelos de escombros espacial y micro meteoros utilizados por la NASA, ESA y otras agencias espaciales

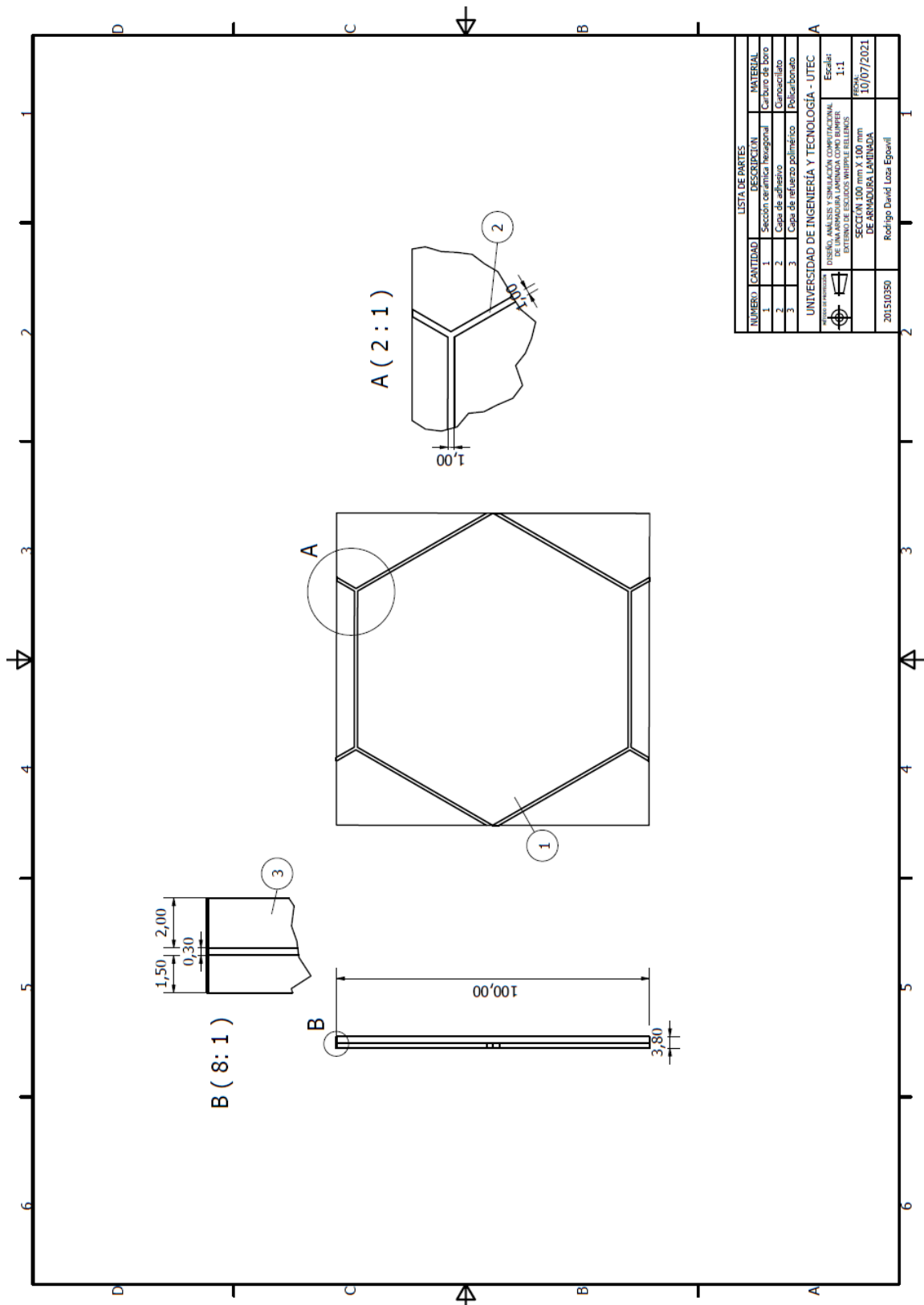
TABLE 3.1 Summary of NASA MMOD Models and Their Interdependencies

| Model | Function/Usage | Development | Latest Version | Models Used | Used By |
|---|---|--|---|--|---------------------------------|
| ORDEM (Orbital Debris Engineering Model) | User-friendly, semi-empirical environment characterization, for current and short-term future (~30 years), of debris impact flux down to 10 μm in Earth orbit (LEO and GEO) based on returned samples, remote observations, modeling, historical changes, and trends. Available to the public. | Since 1970s, NASA has evolved through several codes; ORDEM96 was released in 1996. | ORDEM2000; ORDEM3.0 due out in late 2011/early 2012 | SBM Solar Flux GEOPROP PROP3D | DAS/ BUMPER |
| MEM (Meteoroid Environment Model) | Semi-empirical meteoroid velocity and direction distribution for near-Earth and interplanetary (Mercury to asteroid belt) natural particulates down to 1 μg to predict flux on spacecraft surfaces. Available to the public. | Based on 2000-2004 work at University of Western Ontario. | Version 2.0 Lunar MEM2/ MEM CXIP in 2008 | Grün IFM | BUMPER |
| DAS (Debris Assessment Software) | Suite of tools (ORDEM, orbit propagators, and ballistic limit equations [BLE]) to assist NASA offices in verifying compliance with NASA STD 8719.14. Used widely inside and outside NASA. Available to the public. | NASA developed to accompany NASA standard practices starting in 1995. | DAS 2.0.1 2008 | ORDEM "BLEs"/SBM | None |
| BUMPER | Semi-empirical model to determine the potential for debris and meteoroids to strike and penetrate spacecraft surfaces. Not available for public use. | NASA developed and started to apply in mid-1990s. | BUMPER II 2005 | ORDEM/MEM | None |
| ORSAT (Object Reentry Survival Analysis Tool) | Simulates reentry of hardware to determine debris casualty area to calculate the reentry risk to people on Earth. Not available for public use. | NASA evolved since 1993 but also used to analyze many non-NASA objects. | ORSAT 6.0 2006 | None | None |
| LEGEND (LEO-to-GEO Environment Debris) | Statistical, three-dimensional, debris evolutionary model for the study of the long-term debris environment for LEO, HEO, and GEO. Provides debris characteristics as functions of time, altitude, longitude, and latitude. Not available for public use. | NASA EVOLVE leveraged to create LEGEND in 2003. | 2005, but undergoing continual upgrades | SBM GEOPROP PROP3D Solar Flux Launch Traffic | None |
| SBM (Standard Breakup Model) ^a | Semi-empirical model that determines the number, mass, velocity, and ballistic coefficient distributions of fragments produced down to 1 mm from a breakup event—collision and explosion. Not available for public use. | NASA has been developing SBM since 1970s; used by IADC since 2008. | 2001 | None | ORDEM DAS LEGEND SBRAM |

ANEXO 2: Plano de sección cerámica hexagonal de armadura I aminada



ANEXO 3: Plano de ensamblaje de armadura laminada



| LISTA DE PARTES | | | |
|-----------------|----------|-----------------------------|-----------------|
| NUMERO | CANTIDAD | DESCRIPCION | MATERIAL |
| 1 | | Sección cerámica hexagonal | Carburo de boro |
| 2 | | Capa de adhesivo | Cianocrilato |
| 3 | | Capa de refuerzo polimérico | Policarbonato |

| |
|--|
| UNIVERSIDAD DE INGENIERÍA Y TECNOLOGÍA - UTEC |
| |
| DISEÑO, ANÁLISIS Y SIMULACIÓN COMPUTACIONAL DE UNA ARMADURA LAMINADA COMO BUMPER CONTRA EL GOLPE DE BARRILES |
| SECCIÓN 100 mm Y 100 mm DE ARMADURA LAMINADA |
| Escala: 1:1 FECHA: 10/07/2021 |
| 201510390 Rodrigo David Loza Espavil |