

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Química

Ingeniería Conceptual de un Parque de Producción y Almacenamiento de Combustibles para Vehículos Espaciales

Autor: Alejandro Real Reyes

Tutores: Pedro García Haro, Antonio Franco Espín

Dpto. Ingeniería Química y Ambiental
Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de
Fluidos
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2021



Trabajo Fin de Grado
Grado en Ingeniería Química

Ingeniería Conceptual de un Parque de Producción y Almacenamiento de Combustibles para Vehículos Espaciales

Autor:

Alejandro Real Reyes

Tutores:

Pedro García Haro

Profesor Titular de Universidad

Antonio Franco Espín

Profesor Contratado Doctor

Dpto. Ingeniería Química y Ambiental
Dpto. Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2021

A mi familia y amigos

A mis maestros

Agradecimientos

Gracias a mis padres por apoyarme en todo momento, a mis profesores por guiarme en mis años universitarios y a mis tutores por ayudarme enormemente a llevar a cabo este proyecto que relaciona mis dos pasiones, la ingeniería química y el espacio.

Alejandro Real Reyes

Septiembre del 2021

Resumen

En este proyecto se desarrolla la ingeniería conceptual de una planta de producción y almacenamiento de propelente sólido composite para lanzaderas espaciales. Se realiza un estudio bibliográfico para explicar el inicio de los propelentes sólidos como combustibles espaciales, así como su evolución hasta los combustibles modernos y su utilización en la propulsión espacial. Posteriormente, se establecen criterios de sostenibilidad desde los puntos de vista económico, social y medioambiental, dando como resultado un balance positivo en los tres ámbitos. También se desarrolla el proceso de producción de combustible, obteniéndose resultados coherentes en cuanto a consumos energéticos y balance de materia, lo cual da una idea de la viabilidad técnico-económica del proceso. Finalmente, se establece un *layout* siguiendo criterios de seguridad para establecer el emplazamiento de cada equipo en la planta industrial.

Abstract

This project develops the basic engineering documents of a composite solid rocket propellant storage and production plant for spaceships. Firstly, a bibliographic study is carried out to explain the origins of solid propellants as rocket fuel. After that, sustainability criteria are established from economic, social and environmental points of view, resulting in a positive impact of the project in the society. Moreover, the production process of the propellant is designed, where coherent and acceptable results are obtained regarding energy consumption and mass balance. This gives an idea of the economic feasibility of the process. Finally, a layout is created based on industrial safety criteria to locate every process unit in the industrial facility.

Agradecimientos	7
Resumen	9
Abstract	11
Índice	13
Índice de Figuras	15
1 Introducción	17
1.1 <i>Introducción al motor cohete.</i>	17
1.2 <i>Tipos de motores cohete.</i>	19
1.3 <i>Tipos de propelente sólido.</i>	20
1.3.1. <i>Propelentes sólidos homogéneos.</i>	21
1.3.2. <i>Propelentes sólidos heterogéneos (Composite).</i>	21
1.4. <i>Space Shuttle.</i>	23
1.5. <i>Space launch System.</i>	24
1.6. <i>Estudio de posibles componentes para el motor cohete.</i>	25
2 Objetivos y alcance	11
2.1 <i>Objetivos</i>	11
2.1.1 <i>Objetivo general</i>	11
2.1.2 <i>Objetivos específicos</i>	11
2.2 <i>Alcance</i>	12
3 Criterio de sostenibilidad	13
3.1 <i>Pilar económico.</i>	13
3.2 <i>Pilar ambiental.</i>	21
3.3 <i>Pilar social.</i>	24
4 Proceso de producción	29
4.1 <i>Recepción de las materias primas.</i>	29
4.2 <i>Proceso de producción.</i>	31
4.3 <i>Tratamiento de oxidantes.</i>	33
4.4 <i>Mezclado.</i>	36
4.5 <i>Curado.</i>	38
4.6 <i>Procesos de finalizado.</i>	40
4.7 <i>Almacenamiento.</i>	41
4.8 <i>Equipos auxiliares.</i>	43
4.8.1 <i>Calderas.</i>	43
4.8.2 <i>Puente grúa.</i>	44
4.9 <i>Diagrama de Gantt.</i>	45
4.10 <i>Energía.</i>	47
4.11 <i>Layout</i>	47
5 Cálculos	50

5.1 Balance de materia.	50
5.2 Balance de energía.	52
5.3 Análisis económico.	57
6 Conclusiones	61
7 Anexos	62
7.1. Código EES	62
7.2. Datos equipos.	65
Referencias	67

ÍNDICE DE FIGURAS

<i>Figura 1. Cohete Saturn V despegando [4].</i>	18
<i>Figura 2. Motor cohete híbrido [3]</i>	20
<i>Figura 3. Impulso específico real estimado y tasa de combustión para varios propelentes sólidos [7].</i>	22
<i>Figura 4. Impulso específico y densidad para varios propelentes sólidos [7].</i>	23
<i>Figura 5. Diagrama del motor cohete sólido [11].</i>	25
<i>Figura 6. Estimación del presupuesto espacial de los países del G20 como porcentaje del GDP en 2019 [22]</i>	14
<i>Figura 7. Intensidad de la actividad espacial mundial entre 1930 y 2010 [23].</i>	15
<i>Figura 8. Intensidad de la actividad espacial de Estados Unidos y Rusia entre 1930 y 2010 [23].</i>	15
<i>Figura 9. Evolución FNC</i>	20
<i>Figura 10. Lista de algunos candidatos a propelentes verdes del proyecto GRASP [32].</i>	22
<i>Figura 11. Puerto espacial en construcción de Spaceport America [38].</i>	25
<i>Figura 12. Contenedores de perclorato de amonio. [12]</i>	29
<i>Figura 13. Bidón con PBAN. [12]</i>	30
<i>Figura 14. Óxido de hierro.</i>	31
<i>Figura 15. Diagrama de bloques.</i>	31
<i>Figura 16. Diagrama de flujo de proceso.</i>	32
<i>Figura 17. Diagrama de proceso de secado a vacío [53]</i>	33
<i>Figura 18. Molino de chorro fluidizado [55]</i>	34
<i>Figura 19. Molino de chorro fluidizado [56].</i>	34
<i>Figura 20. Diagrama de un molino de lecho fluidizado tipo CGS 150 con accesorios [56]</i>	35
<i>Figura 21. Ejemplo de operación de mezclado [28]</i>	36
<i>Figura 22. Mezclador [57]</i>	37
<i>Figura 23. Proceso de colada al vacío [28].</i>	38
<i>Figura 24. Proceso de curado [57]</i>	40
<i>Figura 25. Diagrama de una prueba de rayos X [28].</i>	41
<i>Figura 26. Fan-coil [60]</i>	42
<i>Figura 27. Fan-coil tipo casete [58]</i>	42
<i>Figura 28. Bomba de calor [61].</i>	43
<i>Figura 29. Puente grúa birraíl. [63]</i>	45
<i>Figura 30. Diagrama Gantt proceso mezclado.</i>	46
<i>Figura 31. Diagrama Gantt proceso producción</i>	46
<i>Figura 32. Layout de la planta.</i>	49
<i>Figura 33. Layout cubiertas de la planta.</i>	49
<i>Figura 34. PFD con gastos másicos de corrientes principales.</i>	51
<i>Figura 35. Evolución FNC</i>	60

ÍNDICE DE TABLAS

<i>Tabla 1. Propiedades de diferentes aglutinantes [14].</i>	26
<i>Tabla 2. Propiedades oxidantes [13].</i>	27
<i>Tabla 3. Propiedades fisicoquímicas de partículas sólidas [16].</i>	28
<i>Tabla 4. Conjunto de K-waves ocurridas desde la revolución industrial [23].</i>	14
<i>Tabla 5. Coste materias primas.</i>	17
<i>Tabla 6. Flujos netos de caja</i>	19
<i>Tabla 7. Resultados</i>	21
<i>Tabla 8. Datos técnicos para molinos de lecho fluidizado [56].</i>	36
<i>Tabla 9. Características de los modelos de bombas de calor [61].</i>	43
<i>Tabla 10. Tipos de calderas [62].</i>	44
<i>Tabla 11. Cantidad de cada compuesto.</i>	51
<i>Tabla 12. Corrientes agua y AP seco.</i>	52
<i>Tabla 13. AP fino y grueso.</i>	52
<i>Tabla 14. Tabla paramétrica del periodo 1.</i>	54
<i>Tabla 15. Temperaturas de los reactivos a la entrada del mezclador.</i>	54
<i>Tabla 16. Capacidad calorífica específica para el AP para diferentes temperaturas [69]</i>	56
<i>Tabla 17. Capacidad calorífica específica para el PBAN para diferentes temperaturas [71]</i>	56
<i>Tabla 18. Potencias térmicas</i>	57
<i>Tabla 19. Coste materias primas.</i>	57
<i>Tabla 20. Precios equipos</i>	58
<i>Tabla 21. Flujos netos de caja</i>	59
<i>Tabla 22. Resultados</i>	60
<i>Tabla 23. Tipos de molinos</i>	65
<i>Tabla 24. Datos bombas de calor</i>	65
<i>Tabla 25. Datos calderas</i>	65

1 INTRODUCCIÓN

1.1 Introducción al motor cohete.

Los cohetes fueron desarrollados por primera vez en China en el siglo XIII. Como propelente usaban pólvora negra, compuesta de ingredientes naturales (carbón, azufre y salitre), por tanto, se puede considerar a la pólvora negra como el precursor de los propelentes sólidos modernos. En un principio, estos cohetes se desarrollaron para propósitos militares [1].

El motor más potente construido y conocido por el ser humano es el motor cohete, cuya relación potencia-peso es también la mayor conocida. Los motores cohete son motores a reacción que obtienen su empuje como reacción a la expulsión de un fluido a una velocidad elevada. El fluido de escape suele estar formado por gases de combustión producidos en la cámara del motor cohete a altas presiones, que se expulsan en una dirección mientras que el vehículo espacial va hacia la dirección contraria. Esto se basa en la tercera ley de Newton que indica que para cada acción hay una reacción igual pero opuesta. Los gases de combustión pasan por una tobera en la que la energía térmica de los gases de combustión se transforma en energía cinética alcanzando velocidades elevadas. Por otro lado, para aumentar la velocidad se pueden utilizar presiones y temperaturas más elevadas, favoreciendo el rendimiento del motor cohete. El empuje que produce un motor cohete depende de condiciones de funcionamiento como la presión de la cámara de combustión, la tasa de expansión de la boquilla, la presión ambiental, la velocidad de los gases de salida y cuánta masa es expulsada en un tiempo determinado tal y como se muestra en la ecuación 1 [2]:

$$F_{thrust} = \dot{m} \cdot C + A_s \cdot (P_s - P_0)$$

Ecuación 1. Empuje [2].

Donde:

- F_{thrust} es el empuje total del cohete (N).
- C es la velocidad de salida de los gases de combustión (m/s).
- \dot{m} es el flujo másico (kg/s).
- A_s es el área de la sección transversal en la salida de la tobera (m²).
- P_s es la presión de salida de los gases de combustión (Pa).
- P_0 es la presión ambiental (Pa).

Otro concepto importante de los motores cohete es el impulso específico (I_{sp}), que indica el costo, en términos de masa de propelente por unidad de tiempo, necesario para producir cierto empuje en un cohete y sirve para comparar el rendimiento de varios tipos de cohetes. Cuanto más alto sea el impulso específico, el cohete será mejor en términos de eficiencia. El impulso específico viene representado en la siguiente ecuación [3], donde se asume el convenio anglosajón:

$$I_{sp} = \frac{F_{thrust}}{\dot{m} \cdot g}$$

Ecuación 2. Impulso específico [3].

Donde:

- I_{sp} es el impulso específico (s).
- F_{thrust} es el empuje del cohete (N).
- \dot{m} es el flujo másico (kg/s).
- g es la gravedad (9,81 m/s²)

El auge de los motores cohete se dio a comienzos de la segunda guerra mundial, de nuevo para propósitos militares. Tal es el caso del cohete V-2, desarrollado por Wernher Von Braun quien, tras la derrota de Alemania en la segunda guerra mundial, comenzó a contribuir al programa espacial estadounidense, del que fue actor clave, desarrollando el cohete Saturn V. El cohete Saturn V fue creado para el programa lunar estadounidense dentro de las misiones Apollo. Realizó 13 lanzamientos, uno de ellos para poner en órbita la estación espacial Skylab, pero fue cancelado por su elevado coste. Hoy en día, sigue siendo el cohete más grande y potente jamás creado por el ser humano. El primer cohete Saturn V con tripulación fue lanzado en el contexto de la misión Apollo 8. En esta primera misión, los astronautas orbitaron la luna, pero no aterrizaron. En el Apollo 9, la tripulación probó el módulo lunar del Apollo haciéndolo volar en órbita terrestre sin aterrizar. En el Apollo 10, el Saturn V lanzó el módulo de aterrizaje lunar a la luna. En 1969, el Apollo 11 fue la primera misión en llevar astronautas a la luna. Los cohetes Saturn V también hicieron posible que los astronautas aterrizaran en la luna en los Apollo 12, 14, 15, 16 y 17. El último Saturn V se lanzó en 1973, sin tripulación, para lanzar la estación espacial Skylab a la órbita terrestre [4]. El Saturn V generaba un empuje de 34,5 MN al despegar y estaba compuesto por 3 etapas con una altura total de 111 m. La primera etapa utilizaba un propelente líquido compuesto por queroseno y oxígeno líquido. Por otro lado, la segunda y tercera etapas utilizaban un propelente líquido compuesto por oxígeno e hidrógeno líquidos [5]. La siguiente imagen muestra el cohete Saturn V.



Figura 1. Cohete Saturn V despegando [4].

1.2 Tipos de motores cohete.

Existen varios tipos de motores cohete cuyos sistemas de propulsión pueden clasificarse según el tipo de fuente de energía que usan. Entre ellos está el motor químico, que obtiene su empuje gracias a una reacción de propelentes químicos, normalmente formados por un combustible y un oxidante, que se encuentran a una presión elevada, lo que les permite alcanzar temperaturas muy elevadas en el gas de salida. Como se dijo antes, dicho gas se hace pasar por una tobera, donde se expande y permite al cohete alcanzar grandes velocidades. Este tipo de motores necesita de un sistema de refrigeración o aislar las superficies expuestas a gases calientes debido a que la temperatura que se alcanza está muy por encima de punto de fusión de los materiales del cohete. Todos los propulsores de los motores cohete químico pueden reaccionar en ausencia de oxígeno, por lo que el motor cohete químico es el más indicado para misiones fuera de la atmósfera terrestre y a grandes altitudes. Dentro de los motores químicos, se pueden diferenciar varios tipos de motores químicos en función de la fase en la que se encuentre el propelente:

- Motores químicos basados en propulsante líquido: suelen ser de dos tipos, bipropelente o monopropelente. Como su nombre indica, los cohetes bipropelente utilizan dos sustancias en estado líquido como propelente, uno de ellos como combustible, por ejemplo, hidrógeno líquido y el otro como oxidante, como el oxígeno líquido. Estas sustancias se inyectan a la cámara de combustión a elevada presión lo que requiere válvulas y mecanismos de alimentación como bombas o turbinas. Para asegurar la combustión completa y eficiente, el oxidante y el combustible deben mezclarse en proporciones correctas. La relación oxidante/combustible (O/F) es la proporción, en masa, de oxidante a combustible. El problema de esta combinación de propelente líquido es que el oxígeno y el hidrógeno no entran en combustión espontánea al contacto, necesitan un encendedor. Esta necesidad aumenta la complejidad del sistema. Los propelentes químicos que no necesitan encendedor para iniciar la combustión son conocidos como propelentes hipergólicos, por ejemplo, la mezcla de hidrazina y óxido de nitrógeno (IV). [3]
- Motores químicos basados en propelente sólido: así como un cohete bipropelente líquido combina combustible y oxidante, un motor cohete sólido contiene una mezcla de combustible, oxidante, aglutinante y aditivos en pequeñas cantidades que mejoran las propiedades mecánicas y de combustión del propelente. Estos componentes están mezclados en la proporción correcta y solidificados. La mezcla de propelente sólido se denomina grano y contiene todos los componentes necesarios para realizar una combustión completa. Una vez que el propelente es encendido, se quema a un ritmo determinado por el área de superficie expuesta y no es posible su apagado hasta que no se haya consumido todo el grano de propelente sólido. El inicio de la combustión se produce en una perforación que se realiza previamente en el grano, de modo que se tiene una gran superficie de combustión. La cavidad inicial va aumentando a medida que se consume el propelente, pero la superficie de combustión puede presentar una evolución creciente, decreciente o neutra, en función de la geometría de la perforación inicial seleccionada. No necesitan sistema de alimentación o valvulería. Los propelentes sólidos generan una gran cantidad de emisiones gaseosas a temperaturas elevadas (2300 K-3800 K) cuando se queman. Dichos gases, pasan a través de una tobera que los acelera y direcciona, produciendo el empuje necesario. [3] [6]

Los motores cohete principalmente utilizan combustible líquido debido a su mayor eficiencia y empuje. No obstante, los motores cohete químico basados en propulsante líquido presentan una mayor dificultad en el control de los procesos termofluidodinámicos, por ello, requieren numerosas válvulas de precisión y complejos mecanismos de alimentación, que como se dijo anteriormente, incluyen turbinas, bombas o sistemas de presurización del propulsante, con lo que presentan una mayor complejidad tecnológica. Por otro lado, los motores cohete químico basados en propulsante sólido presentan las siguientes ventajas:

1. Simplicidad: importante para los costes de mantenimiento y el ahorro en sistemas con altas tasas de producción.
2. Estabilidad de almacenamiento: pueden llegar a tener una vida útil de hasta 30 años, mientras que el combustible líquido se almacena en el cohete horas antes del despegue.
3. Resistencia a detonaciones involuntarias, con lo que se mejora la seguridad.
4. Fiabilidad: relacionada con su simplicidad y estabilidad química.
5. Altos índices de flujo másico durante el lanzamiento y, en consecuencia, alto empuje.
6. Densidad elevada, del orden de 2000 kg/m^3 , dando lugar a una alta eficiencia volumétrica.

Las desventajas de los motores cohete de propulsante sólido son la dificultad para variar el empuje según la demanda y un impulso específico relativamente bajo en comparación con los motores cohete de propulsante líquido.

Existen otros tipos de motores cohete como los cohetes químicos híbridos que combinan aspectos de los cohetes químicos sólidos y líquidos. Un cohete híbrido típico combina un oxidante líquido con un combustible sólido. El grano de combustible sólido se encuentra en la cámara de combustión mientras que el oxidante líquido se inyecta en la cámara como se muestra en la figura 2.

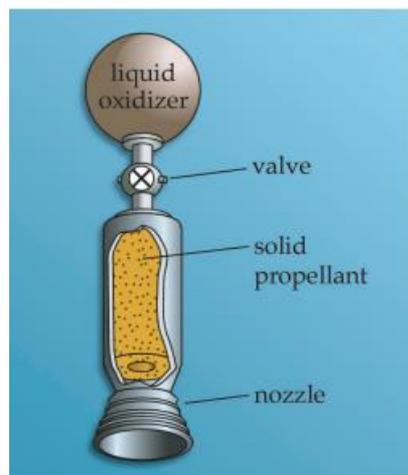


Figura 2. Motor cohete híbrido [3]

1.3 Tipos de propelente sólido.

Como se comentó anteriormente, un motor cohete de propelente sólido generalmente contiene una mezcla de combustible, oxidante y aditivos en pequeñas cantidades. Sin embargo, según la forma en la que se mezclen los componentes, habrá dos tipos principales de propelentes sólidos

1.3.1. Propelentes sólidos homogéneos.

Este tipo de propelente, también llamado propelente sin humo, está compuesto por nitrocelulosa como ingrediente energético, gelatinizada o plastificada con plastificantes energéticos. Los plastificantes más usados son la nitroglicerina y la nitroguanidina. Los propelentes sólidos homogéneos se usan para armas de fuego y como combustible para motores cohete. Dentro de los propelentes homogéneos hay varios tipos. El primero de ellos es el propelente homogéneo de base simple, que tiene la nitrocelulosa como principal ingrediente energético. Tiene baja temperatura de combustión y bajo contenido energético. En segundo lugar, se encuentra el propelente homogéneo de base doble. En este tipo de propelente, el combustible y el oxidante están contenidos en una misma molécula que se descompone durante la combustión. Sus principales componentes son nitrocelulosa, nitroglicerina y algunos aditivos en pequeñas cantidades, como modificadores de combustión que permiten alcanzar las características balísticas requeridas. La presencia de la nitroglicerina hace que este tipo de propelente homogéneo sea más energético que el propelente de base simple. El nivel energético del propelente de base doble está limitado por la relación de nitrocelulosa y nitroglicerina. Ambos componentes son explosivos, por lo que su manipulación es muy peligrosa. Su principal ventaja es que producen una mínima cantidad de humo [7]. Los principales aditivos son sulfato de potasio, que promueve una combustión suave, carbón negro, que evita la ignición secundaria por radiación a través del grano, *ethyl centralite*, que previene la autoignición del grano, cera, que lubrica la parte interna de la carcasa del motor cohete y, por último, polvos metálicos y un oxidante adicional para incrementar el rendimiento del grano. Cuando a un propelente de base doble se le añade un polvo metálico y un oxidante, se le llama propelente de base doble modificada (CMDDB). Este tipo de propelente modificado se encuentra entre los propelentes de base doble y los propelentes *composite*.

Por último, se encuentra el propelente homogéneo de base triple, que además de nitrocelulosa y nitroglicerina, tiene también la nitroguanidina como ingrediente energético. La presencia de la nitroguanidina aporta al propelente más energía sin un aumento significativo de la temperatura de combustión.

1.3.2. Propelentes sólidos heterogéneos (*Composite*).

En estos propelentes, a diferencia de los homogéneos, el combustible y el oxidante son mezclados sin formarse enlaces químicos entre ellos. Generalmente la mezcla consta de cristales de oxidante, como el perclorato de amonio (AP) y una matriz de un caucho sintético que actúa como aglutinante, como el HTPB (*Hydroxy-terminated polybutadiene*) o el PBAN (*poly(butadiene-acrylonitrile-acrylic acid)*). Los aglutinantes tienen un doble rol, por un lado, sirven para mantener los ingredientes sólidos en una forma compacta y apta para su manipulación y, por otro lado, sirven como combustibles. Si a la mezcla se le añade un combustible metálico en polvo, por ejemplo, polvo de aluminio, se estaría hablando de propelente sólido heterogéneo metalizado. La adición del polvo metálico incrementa significativamente la temperatura de combustión del grano y aumenta la densidad energética del propelente. A la mezcla también se le añaden aditivos en pequeñas cantidades como un agente de curado para acelerar el endurecimiento o modificadores balísticos, entre otros. En las últimas tres décadas, los propelentes sólidos heterogéneos han sido los más utilizados entre los propelentes sólidos. Los propelentes sólidos heterogéneos se pueden dividir en:

- Propelentes *composite* convencionales, generalmente contienen entre un 60% y 72% de perclorato de amonio como oxidante cristalino, hasta un 22% de polvo de aluminio como combustible metálico y entre un 8% y 16% de aglutinante (incluido el plastificante).
- Propelente *composite* modificado, donde una nitramina energética como HMX (*cyclotetramethylene tetranitramine*) o RDX (*cyclotrimethylene trinitramine*) se agrega para obtener un poco más de rendimiento y una densidad mayor.

- Propelente *composite* modificado, donde un plastificante energético como la nitroglicerina se agrega para dar más rendimiento.
- Propelente sólido *composite* de alta energía (con algo de aluminio, entre un 5% y un 20%), donde el aglutinante y el plastificante son en gran parte reemplazados por materiales energéticos y donde parte del AP es reemplazado por HMX. Se les llama EMCDB (propelente de doble base modificado con elastómero) aunque la mayoría son propelentes experimentales.
- Propelente *composite* de baja energía, donde el nitrato de amonio es el oxidante cristalino.

Las figuras 3 y 4 muestran los rangos del impulso específico, velocidad de combustión y densidad para las clases más comunes de propelentes. Los propelentes *composite* dan densidades más altas, un impulso específico elevado y un mayor rango de velocidades de combustión [7].

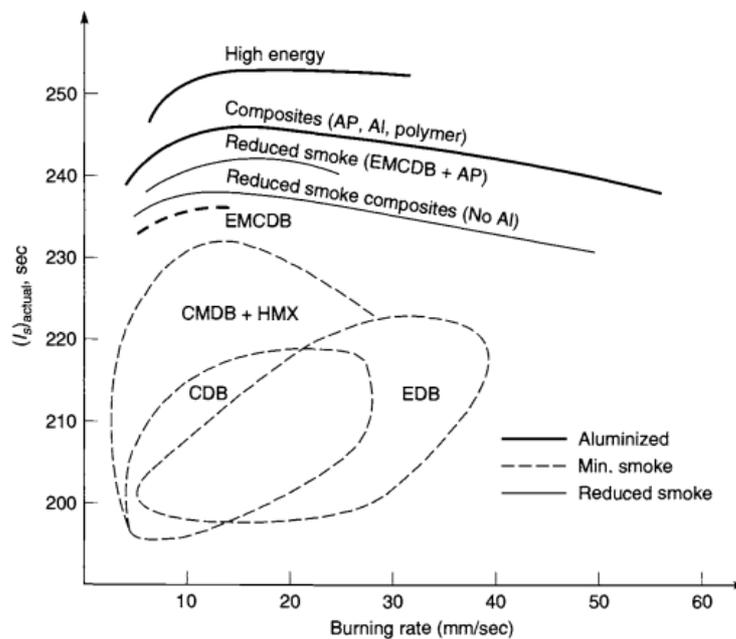


Figura 3. Impulso específico real estimado y tasa de combustión para varios propelentes sólidos [7].

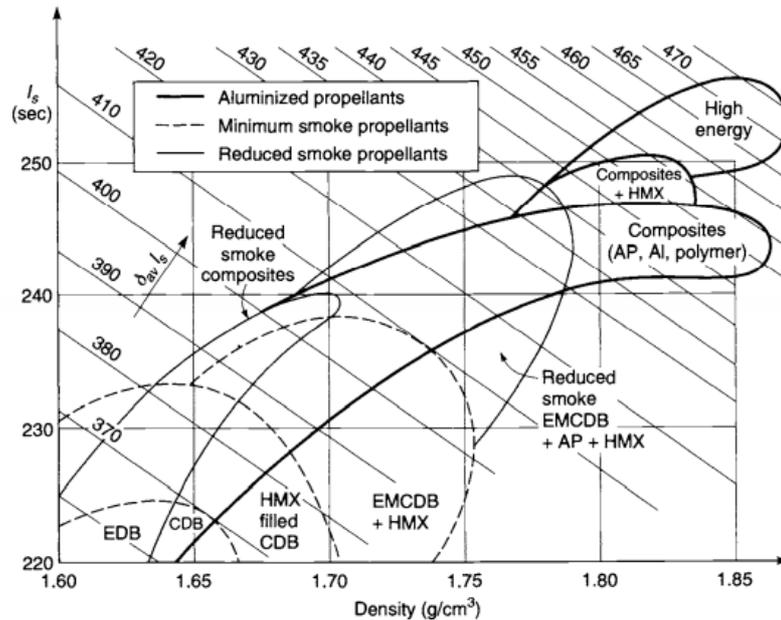


Figura 4. Impulso específico y densidad para varios propelentes sólidos [7].

1.4. Space Shuttle.

El *space shuttle* fue un transbordador espacial estadounidense que constaba de tres componentes principales: un orbitador alado que transportaba tanto a la tripulación como a la carga a la órbita terrestre; un tanque externo que contenía hidrógeno y oxígeno líquidos para los tres motores cohete principales del orbitador; y un par de cohetes de propelente sólido. Los motores cohete sólido fueron los primeros diseñados por el ser humano para ser reutilizados, lo que supuso un importante ahorro en el coste del programa espacial americano. El propelente sólido estaba formado por polvo de aluminio (16%), perclorato de amonio (69,8%), polvo de óxido de hierro (0,2%), aglutinante PBAN (12%) y un agente de curado de base epóxica (2%). [8]

Para saber cómo se llegó al desarrollo del propelente sólido para el *space shuttle* hay que remontarse al proyecto GALCIT que se puede considerar el comienzo de los cohetes de propelente sólido modernos. En 1942, el químico John Parsons combinó una matriz orgánica (asfalto) con un oxidante cristalino inorgánico (perclorato de potasio) de forma satisfactoria, fabricando el primer propelente *composite*. Tras el avance de John Parsons en 1942, los propelentes sólidos *composite* se desarrollaron activamente en Estados Unidos, pero en una variedad de direcciones. Los propelentes sólidos *composite* fueron reemplazando a los propelentes de base doble en la mayoría de las aplicaciones en cohetes. Se reemplazó el asfalto como aglutinante de combustible por polímeros sintéticos en 1950, el perclorato de potasio se reemplazó como oxidante primero por nitrato de amonio y luego por perclorato de amonio en 1960 con el objetivo de reducir el humo. El uso del polvo de aluminio como combustible de alta energía fue defendido por Friedrich A. Tsander, en Rusia, en 1909. Tras muchos esfuerzos y errores, el primer propelente con polvo de aluminio fue probado con éxito alrededor de 1955 por Charles Henderson y Keith Rumbel en Atlantic Research Corporation (ARC), refutando la idea errónea termoquímica en el momento de que a lo sumo el 5% (en masa) de aluminio podría ser efectivo. Quemaron una mezcla que contenía un 21% de polvo de aluminio con partículas en el rango de 1 μm a 20 μm de diámetro, dispersos en una matriz de 59% de perclorato de amonio y 20% de aglutinante plastificado de cloruro de polivinilo (PVC). Para cada uno de estos ingredientes se necesitaron muchos años para pasar de experimentos a escala de laboratorio a la escala completa de sistemas operativos. Aunque Estados Unidos, Rusia y demás actores mundiales importantes siguieron durante años trabajando en cohetes de

propelente líquido, en 1956, se produjo un fuerte impulso a favor de los propelentes sólidos cuando la marina de los Estados Unidos decidió diseñar un vehículo basado en un propelente sólido (motor cohete Polaris). Este nuevo proyecto centró los esfuerzos en la misma dirección y finalmente, se llegó a la formulación básica AP/Al/aglutinante inerte. Esta formulación de propelente sólido entró en funcionamiento por primera vez en 1960 con Polaris A1 y 1962 con Polaris A2 y todavía se utiliza en la mayoría de los propelentes sólidos. Otras mejoras importantes se lograron con la introducción de agentes de curado, mejorando en gran medida no sólo las propiedades mecánicas del propulsor, sino también su resistencia al envejecimiento, la humedad y los ciclos de temperatura.

El estudio del combustible inerte más adecuado continuó durante años y aún no está terminado. Reemplazando gradualmente PBAA, PBAN y CTPB por HTPB que es el producto actual y más exitoso que a partir de la década de 1970, se convirtió en el material elegido para una variedad de aplicaciones comerciales en Estados Unidos. [9]

1.5. Space launch system.

El programa Artemis de la NASA llevará a la humanidad hacia la Luna y así preparar el próximo gran salto, la exploración de Marte. Han pasado casi 50 años desde que los astronautas caminaron por última vez sobre la superficie de la Luna durante el programa Apolo y desde entonces el ser humano ha sido testigo de década de avances tecnológicos y descubrimientos científicos. Durante los últimos 20 años, el ser humano ha vivido y trabajado continuamente a bordo de la Estación Espacial Internacional preparándose para el día en que la especie humana se adentre más en el sistema solar. La misión Artemis I lanzará la nave Orión sin tripulación a la órbita terrestre, desde donde viajará hacia la Luna mediante una inyección translunar (TLI) antes de regresar a la Tierra. El motor cohete sólido de las misiones Artemis de la NASA se basa en tres décadas de conocimiento y experiencia adquirida con el propulsor del *space shuttle* y mejorada con la última tecnología. La principal diferencia física entre el *space shuttle* y el *space launch system* es la adición de un quinto segmento de propelente sólido, frente a los cuatro segmentos que tenía el *space shuttle*, lo que le permite poner en órbita más peso. Con esto, el SLS tiene un 25% más de propelente sólido que el *space shuttle* [10].

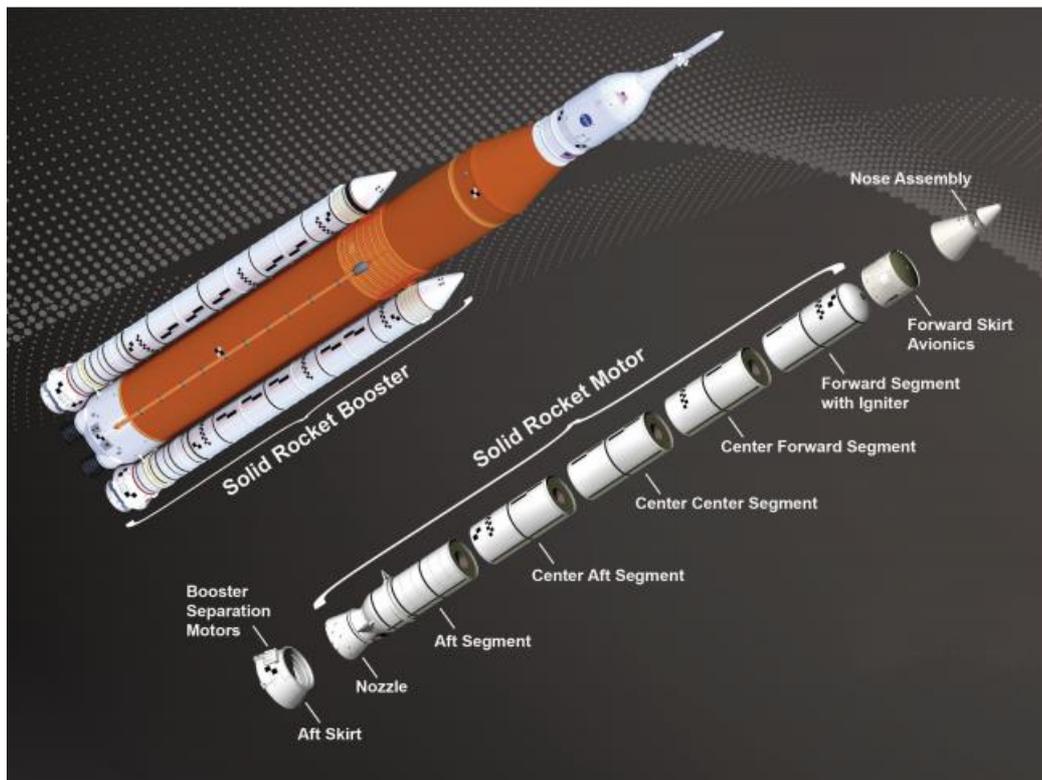


Figura 5. Diagrama del motor cohete sólido [11].

1.6. Estudio de posibles componentes para el motor cohete.

Los motores cohete químico basados en propulsante sólido usualmente están compuestos por una matriz polimérica que actúa como aglutinante y combustible, polvo metálico, que actúa como combustible y un oxidante. Las propiedades más deseadas en un propelente son alto calor de formación, alta densidad y alto equilibrio de oxígeno. Los aglutinantes basados en redes poliméricas son líquidos que polimerizan para formar la matriz elástica que sostiene los ingredientes del propelente sólido juntos en un material compuesto polimérico similar al caucho. Tienen propiedades mecánicas superiores, con la reticulación proporcionando estabilidad en la forma y resistencia a la formación de huecos y grietas. La cantidad de aglutinante a utilizar está determinada por el tamaño de la cámara de combustión y el empuje se puede variar cambiando la composición de los materiales energéticos o sus velocidades de combustión (cambiando, por ejemplo, la geometría de la tobera). Por tanto, los principales parámetros en la ingeniería de un propulsor sólido son la velocidad de combustión y el diseño de grano. Actualmente el aglutinante más utilizado es el HTPB, aunque están emergiendo muchos aglutinantes más energéticos para reemplazar al HTPB los cuales proporcionan un impulso específico más alto. No obstante, el HTPB ofrece propiedades mecánicas confiables y amortigua significativamente el equilibrio de oxígeno de la composición [25]. Los avances en los polímeros energéticos y plastificantes en las últimas décadas han permitido identificar pocos candidatos con propiedades excepcionales, como el polímero GAP (*Glycidal Azide Polymer*). Este polímero es energético con una alta velocidad de combustión debido a la descomposición exotérmica del grupo azida, que también es la razón del alto calor de formación de dicho polímero [26]. GAP se ha sintetizado en copolímeros con otros aglutinantes energéticos como el Poly-BAMO (*poly-bisazidomethyloxetane*), que tiene un mayor contenido en azidas que GAP. Además, BAMO es compatible con otros materiales energéticos como CL20, HMX y RDX.

En la década de 1950 se desarrolló el copolímero PBAA (*poly(butadiene-acrylic acid)*) que tenía una

viscosidad suficientemente baja como para permitir una alta carga de sólidos. No obstante, el polímero reticulado resultante tenía malas propiedades mecánicas y fue abandonado. En la actualidad ningún sistema de cohetes utiliza PBAA, este aglutinante ha sido reemplazado por CTPB (*carboxy-terminated polybutadiene*) y PBAN debido a sus características mecánicas y de envejecimiento superiores [12]. En cuanto al PBAN, la inclusión del acrilonitrilo mejoró la reticulación lo que supone unas propiedades elastoméricas mejores, por otro lado, tiene menos tendencia a endurecer la superficie en comparación con PBAA, un problema causado por la reticulación oxidativa de los carbonos insaturados común en los polibutadienos y sus copolímeros. Manteniendo la cantidad de ácido acrílico lo suficientemente baja como para que una cadena con un peso molecular de 3000 Da tenga sólo dos grupos de ácido carboxílico con, aproximadamente, un 6% en peso de grupos ciano se limitará la reticulación oxidativa de las olefinas de la cadena principal del polímero [13]. El PBAN es un polímero que cumpliría con las exigencias de uso y se ha consumido y fabricado más que cualquier otro aglutinante de motor cohete. De hecho, se estimó que en 1997 se produjeron alrededor de 2,6 millones de kilogramos de propelente a base de PBAN. Por otro lado, el CTPB también fue exitoso, aunque presentaba problemas de curado. En la siguiente tabla se muestran las propiedades de diferentes aglutinantes [14]:

Tabla 1. Propiedades de diferentes aglutinantes [14].

Binder	Heat of formation (kJ/mol)	Density (g/cm ³)	Oxygen balance (%)
HTPB	-52	0.92	-324
CTPB	-9.71	0.916	-315
PBAN	-203	0.98	-273

Las características de un aglutinante ideal son:

- Deben ser líquidos con una viscosidad viable (100-10000 cP) a la temperatura de mezcla, peso molecular comprendido entre 2000 Da y 5000 Da y una densidad mínima entre 0,86 g/cm³ y 1 g/cm³ para un fácil procesamiento.
- Debe tener un grupo funcional reactivo que se pueda convertir a un elastómero por reticulación durante el curado, con buenas propiedades mecánicas.
- Debe tener un alto calor de formación para ser energético, una temperatura de transición vítrea baja para que el polímero sea estable durante el almacenamiento en períodos largos y debe funcionar satisfactoriamente a temperaturas extremas.
- Debe tener un bajo encogimiento durante el curado y debe ser capaz de curar a una baja temperatura (40-80°C) con una mínima evolución calorífica durante el curado.

El oxidante es un ingrediente importante de los propelentes que libera oxígeno para permitir la combustión del combustible. El oxidante más utilizado es el AP que produce productos completamente gaseosos, siendo esto una ventaja con respecto a otros oxidantes como el nitrato de potasio y el perclorato de potasio. AN (nitrato de amonio) puede ser una alternativa al AP, pero es menos energético y tiene una velocidad de combustión más lenta y disminuye sensiblemente el rendimiento. En la tabla 2 se compara las propiedades de algunos oxidantes relevantes [13].

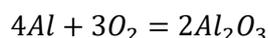
Tabla 2. Propiedades oxidantes [13]. Donde *b*, indica que es exotérmico por el valor negativo; *c*, indica la relación de oxígeno en un material a la cantidad requerida para su oxidación completa; *d*, indica la altura de caída de peso arbitrario por la que se indujo la explosión.

	AP	AN	RDX	HMX	CL-20	AND	HNF
Molecular weight, Da	118	80	222	296	438	124	183
Density, g/mL	1.95	1.72	1.81	1.91	2.04	1.81	1.86
Heat of formation, ^b kJ/g	-2.51	-4.95	0.325	0.28	0.85	-1.21	-0.39
Oxygen balance, ^c %	34	20	-22	-22	-11	26	13
Impact sensitivity, ^d cm	15	>49	7.5	7.4	2.5	3.7	3
Friction sensitivity, N	>100	350	120	120	124	>350	20

AP juega un papel importante en la adaptación de la velocidad de combustión del propulsor utilizando distribuciones de tamaño de partículas multimodales. Se compra en el mercado un AP grueso de 300 µm que es más fácil de manejar debido a su tamaño, para luego, en la planta, producir partículas más pequeñas. El tamaño de las partículas y su distribución juegan un papel importante en el manejo, transporte, procesabilidad (facilidad de mezcla y colada, etc.) y almacenamiento de polvos de AP finos (40-60 µm) y ultrafinos (4-10 µm). La inclusión de AP fino aumenta la velocidad de combustión mientras que un RDX fino reduce la velocidad de combustión. El oxidante se selecciona para proporcionar la mejor combinación de oxígeno, alta densidad, baja entalpía de formación y volumen máximo de gas en reacción con el aglutinante, además, debe ser seguro de manipular, menos higroscópico, fácilmente disponible y con buen almacenamiento y bajo coste. Adicionalmente, la alta estabilidad térmica también es una característica deseable en un oxidante. El oxidante AP, rara vez se envía en grandes cantidades a granel mezcladas con un componente que actúa como combustible (mezcla de aglutinante y polvo de aluminio), debido al peligro de combustión. La mezcla se envía en paquetes pequeños de unos 3 kilogramos [14].

El perclorato, a temperatura ambiente se mantiene estable, pero a altas temperaturas comienza a reaccionar produciendo gran cantidad de calor, hasta que explota. Por tanto, cuando se tiene el perclorato en la planta, se recomienda almacenamiento en recipientes originales y en pequeños grupos, para evitar así el riesgo de propagación de explosión. La eliminación de este perclorato no puede hacerse por alcantarillado puesto que resulta muy perjudicial para el medio ambiente. Los envases vacíos deben ser manipulados y eliminados según la legislación vigente [15]. La principal desventaja del AP son sus productos gaseosos clorados, puesto que son perjudiciales para el medio ambiente.

Por otro lado, el componente combustible de los propelentes *composite* más utilizado es el polvo de aluminio que es muy usado en combinación con AP (oxidante). Cuando el combustible se quema, produce una gran cantidad de energía haciendo posible el impulso y despegue del cohete. El aluminio tiene un mejor rendimiento y una mayor facilidad de uso que otros polvos metálicos que puedan utilizarse. Las partículas de aluminio suelen tener un tamaño inferior a 500 µm. Además, constituye entre un 5% y un 21% en peso del propelente sólido. La combustión del polvo de aluminio aumenta la temperatura de llama del motor cohete hasta en 800 K (~526°C) y aumenta el impulso específico hasta en un 10%. Debido a que la relación superficie-volumen de partículas de aluminio es muy alta, el oxidante envuelve y quema rápidamente cada partícula liberando así una alta energía [12]. Las partículas de aluminio reaccionan con el oxidante formando óxido de aluminio (Al₂O₃) de la siguiente manera:



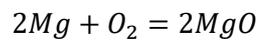
Reacción 1. Formación de óxido de aluminio.

Este proceso de oxidación ocurre en la superficie de cada partícula de aluminio en la fase líquida y/o sólida. Cuando las partículas son dispersadas desde la tobera a la atmósfera, se forma un humo blanco como un rastro de la trayectoria del cohete. El humo blanco incluye también la niebla blanca generada por las moléculas de HCl y el vapor de agua condensado por la humedad de la atmósfera. Aumentando la proporción del componente metálico a AP al punto estequiométrico, aumenta la temperatura de combustión, la presencia de Al₂O₃ precipitando de la solución gaseosa crea partículas de sólidos o líquidos que ralentizan la velocidad del flujo a medida que aumenta la masa molecular media del flujo. La composición química de los gases cambia,

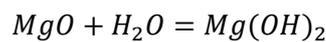
variando la capacidad calorífica del gas, por eso existe una composición óptima para maximizar el impulso de aproximadamente un 16% de aluminio, asumiendo que la combustión se produce de manera completa dentro de la cámara de combustión. El tiempo de combustión de las partículas de aluminio varía según su tamaño, si hay partículas de aluminio que no se queman en la cámara de combustión, se reduce el rendimiento, para evitar esto, se puede optar por reducir el tamaño de las partículas de aluminio [16].

El polvo de berilio tiene una alta entalpía de combustión, pero rara vez se utiliza debido a su extrema toxicidad, mayor coste y eficiencia de combustión baja con la mayoría de los aglutinantes [17]. Por otro lado, el boro era el combustible metálico preferido, pero se ha ido cambiando debido a los problemas derivados de la formación de óxido de boro en su superficie.

El magnesio, en comparación con el aluminio, es relativamente fácil de encender y si se recubre una partícula de boro con magnesio, las características de ignición del boro aumentan sustancialmente. La quema de magnesio calienta la partícula de boro, además de mantener la superficie relativamente limpia de óxido de boro [16]. Cuando las partículas de magnesio se incorporan al propelente con AP, se forma cloruro de magnesio ($MgCl_2$). El magnesio reacciona con el HCl después de su descomposición térmica en la cámara de combustión debido a las siguientes reacciones:



Reacción 2. Formación de óxido de magnesio



Reacción 3. Formación de sustancia alcalina en presencia de agua



Reacción 4. Formación de cloruro de magnesio

En la siguiente tabla, se muestran las propiedades fisicoquímicas de partículas sólidas usadas como combustible [16]:

Tabla 3. Propiedades fisicoquímicas de partículas sólidas [16].

Solid particles	Density, (kg m ⁻³)	T _{mp} (K)	H _c (MJ kg ⁻¹)	Oxidized products
Aluminium	2700	934	16.44	Al ₂ O ₃
Magnesium	1740	922	14.92	MgO
Titanium	4540	1998	8.50	TiO, Ti ₂ O ₃ , TiO ₂
Zirconium	6490	2125	8.91	ZrO ₂
Boron	2340	2573	18.27	B ₂ O ₃

Con todo, el polvo de aluminio es el combustible metálico generalmente preferido para los propelentes *composite* debido a:

- Aumenta la energía química del propulsor al aumentar la temperatura de combustión.
- A baja concentración, ayuda a promover una combustión estable.
- Tiene buen calor de combustión.
- Bajo punto de fusión.
- Buena densidad (2700 kg/m³).

- Elevada disponibilidad.
- Bajo coste.

Para este proyecto, que se centra en los cohetes de propelente sólido de la misión Artemis I de la NASA, se utilizará la misma configuración del propelente sólido composite que se utilizó durante el programa de los transbordadores espaciales con la diferencia de que se usará un 25% más de propelente, 1385000 libras de combustible en cada motor cohete y un quinto segmento en cada motor cohete [18] [19]. En cuanto a los ingredientes, estará formado por:

- 12% PBAN (aglutinante)
- 69,8% AP (oxidante)
- 16% polvo de aluminio (combustible)
- 0,2% polvo de óxido de hierro (catalizador)
- 2% agente de curado

El catalizador se usa para regular la velocidad de combustión, mientras que el agente de curado tiene la función de polimerizar la mezcla, es decir, hace que la mezcla polimérica de PBAN con el resto de los ingredientes se solidifique en un compuesto parecido a la goma.

La homogeneidad de la mezcla se obtiene utilizando un mezclador de sólidos que consta, por ejemplo, de dos recipientes y un sistema de rotación fuera de la zona de mezcla. Tras el secado, el oxidante se coloca en un recipiente y el combustible en otro. El conjunto se gira por aproximadamente una hora para asegurar una buena homogeneidad de los productos.

Un ciclo completo de producción de propelente composite consta de varios procesos. En primer lugar, se realiza de forma Paralela el preparado de moldes y las operaciones de mezclado, las cuales consisten en el amasado de la fase sólida (oxidante y combustible) y un líquido (aglutinante) para obtener una lechada homogénea que se pueda moldear. En segundo lugar, se produce el moldeo y finalmente, el curado. Cualquiera de estas operaciones es delicada y condiciona la calidad del producto (homogeneidad microscópica y macroscópica y efecto sobre las propiedades operativas).

2 OBJETIVOS Y ALCANCE

2.1 Objetivos

A continuación, se definirá el objetivo general del presente proyecto junto con los objetivos específicos marcados para llevar a cabo el proyecto. Estos objetivos se han tomado en base a lo mencionado en el punto de introducción, en los que se estudiará el uso de diferentes tipos de componentes y aditivos para el propelente, así como un criterio de sostenibilidad. Cabe destacar que el sector espacial está a las puertas de una nueva era en la que primará el uso de combustibles menos contaminantes y donde se minimice el impacto económico, ambiental y social de dicha industria. Es por ello por lo que se lleva a cabo este proyecto.

2.1.1 Objetivo general

El objetivo general de este proyecto es la realización de la ingeniería conceptual de una planta de producción y almacenamiento de propelente sólido *composite* para lanzaderas espaciales del programa Artemis de la NASA.

2.1.2 Objetivos específicos

En cuanto a los objetivos específicos marcados para el proyecto, se tienen los siguientes:

- Realizar un estudio previo del potencial de mejora razonable en términos de la sostenibilidad del proceso (impacto ambiental, social y económico).
- Explicar el modo de operación del cohete desde el despegue hasta el desacople de los *boosters*.
- Estudiar aditivos y oxidantes del propelente, cuyos componentes activos serían PBAN como aglutinante, polvo de aluminio y perclorato de amonio como oxidante.
- Realizar análisis de sensibilidad de los parámetros clave identificados en el estudio.
- Realizar un análisis de sostenibilidad. Se abordarán temas como el desarrollo industrial y local, sinergias con otros sectores de la zona, reducción de emisiones, transporte, logística y se estudiará si el proyecto es versátil. Asimismo, se realizará un análisis de impacto ambiental.

2.2 Alcance

El alcance del proyecto se centra en la producción de combustible sólido heterogéneo metalizado (PBAN con polvo de aluminio y perclorato de amonio) para lanzaderas espaciales para su posterior introducción en los segmentos que componen el motor cohete. El diseño propuesto es acorde con un estudio de ingeniería conceptual. Se realiza un diseño de los equipos de la planta, así como un *layout* y un estudio de impacto ambiental. La localización de la planta se ha fijado en Florida ya que es un emplazamiento idóneo por redes de ferrocarril y carreteras para el transporte de materias primas y productos hasta los puertos espaciales de la NASA en Cabo Cañaveral.

La planta se diseñará para una producción de 6282 t/año de combustible sólido heterogéneo metalizado que corresponde al propelente necesario para 5 lanzamientos de la lanzadera espacial *Space Launch System* (SLS)

3 CRITERIO DE SOSTENIBILIDAD

En este capítulo se procede a aplicar un criterio de sostenibilidad para evaluar en detalle la parte técnica de este proyecto. El criterio se centra en tres pilares fundamentales: economía, medio ambiente y sociedad. Con este criterio se pretende minimizar el impacto del proyecto en los tres pilares anteriormente mencionados.

3.1 Pilar económico.

Según *The Euroconsult Report* (2016) [20], en 2014, el gasto global en programas espaciales alcanzó los 66,5 miles de millones de dólares. Además, se presentaba un pronóstico de un nuevo crecimiento en el gasto espacial de los gobiernos durante los siguientes años, aumentando una media de un 2,1% anual y alcanzando los 81,4 miles de millones de dólares para 2024. En Estados Unidos, durante el mandato de Donald J. Trump, se ha potenciado la seguridad nacional de dicho país en la esfera ultraterrestre para afrontar el continuo reto de China y Rusia, creando la Fuerza Espacial. El 11 de diciembre del 2017, Donald J. Trump firmó la “Directiva de Política Espacial 1”, la cual era un cambio en la política espacial nacional que estableció un programa dirigido por Estados Unidos con socios del sector privado para aumentar la presencia humana en el espacio con viajes a la Luna y Marte entre otros [21]. Por otro lado, tras las nuevas elecciones en Estados Unidos, el presidente Joe Biden planea reforzar la utilización del espacio en el plano ambiental y el conocimiento del cambio climático que afecta al planeta.

Durante la pasada década el desarrollo de programas espaciales se vio incrementado en un gran número de países con la finalidad de adquirir activos independientes para poder ayudar en su desarrollo nacional, social, económico y tecnológico y contribuir en sus respectivos programas de defensa nacional y seguridad. Los presupuestos de la industria espacial han ido aumentando durante los últimos 5 años hasta un 10% del TCAC (Tasa de Crecimiento Anual Compuesto). Sin embargo, una de las mayores dificultades de operar misiones espaciales tripuladas y no tripuladas está en la energía y el propulsante necesarios para el lanzamiento y para poner la nave espacial en órbita. Por tanto, se puede afirmar en este estudio que el área de mayor desafío es la propulsión.

Las economías del G20 representan la mayor parte de la financiación gubernamental de las actividades espaciales, siendo líderes en investigación e innovación espacial. En este contexto, dichas economías, tienen un gran interés en comprender mejor el sector espacial y su impacto para respaldar de manera más eficaz las acciones políticas para una economía espacial sostenible. Las inversiones públicas representan la mayor parte de la financiación de las actividades espaciales, que ascendieron a los 79 miles de millones de dólares en 2019 [22]. Por ejemplo, en los presupuestos de 2019 de Estados Unidos y Rusia, esta partida representó, aproximadamente, el 0,2% del PIB (Producto Interior Bruto). Por tanto, uno de los indicadores más útiles para medir la intensidad de la financiación espacial es la proporción de los presupuestos espaciales con respecto al PIB. En la siguiente figura se puede observar el presupuesto de los gobiernos del G20 en materia espacial:

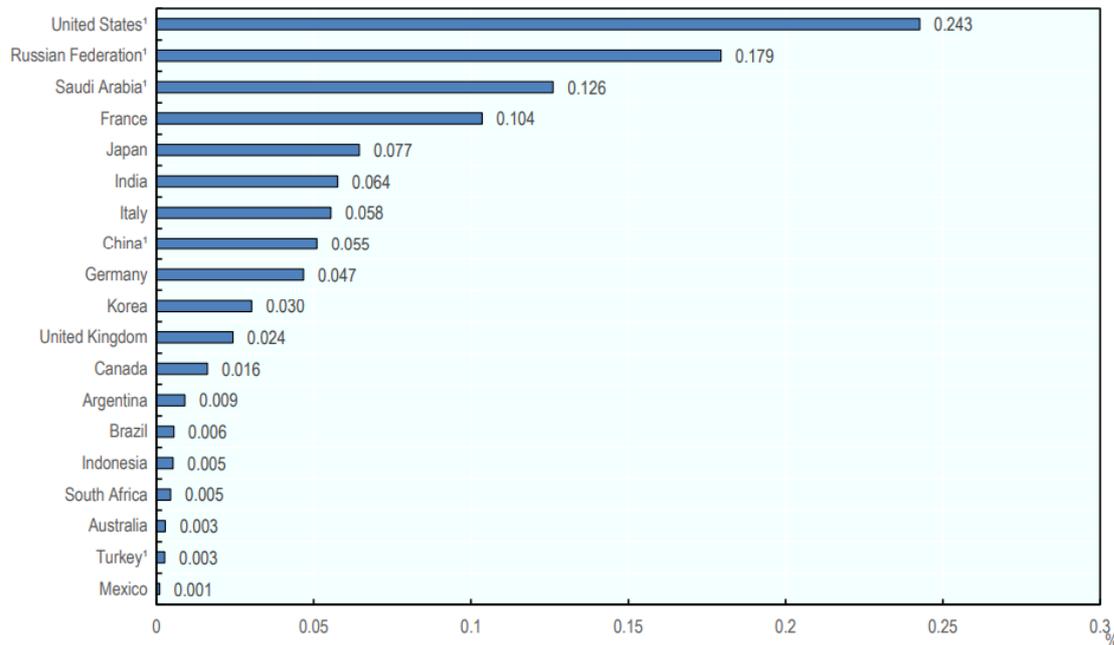


Figura 6. Estimación del presupuesto espacial de los países del G20 como porcentaje del GDP en 2019 [22]

En 2012 *Devezas et al* [23] presentó el escenario de las actividades espaciales a nivel mundial durante los últimos 80 años (1930-2010) en el marco de las K-waves (*Kondratieff waves*). Las K-waves pueden definirse como un patrón de regularidad característica del cambio estructural de la economía del mundo moderno, suelen tener entre 50 y 60 años de duración y su estudio ayuda a rastrear la evolución de la economía global, además, estos patrones también ayudan a realizar una predicción político-económica. A continuación, se muestran las K-waves ocurridas desde la revolución industrial:

Tabla 4. Conjunto de K-waves ocurridas desde la revolución industrial [23].

K-wave	Upswing phase	Downswing phase	Peak	Designation
1st	1790–1820	1820–1840	1815–1820	Age of Steam Engines and Railways
2nd	1840–1870	1870–1895	1865–1870	Age of Steel, Electricity, and Heavy Engineering
3rd	1895–1925	1925–1945	1920–1925	Age of Oil, Automobile, and Mass Production
4th	1945–1970	1970–1995	1970–1975	Age of Information and Telecommunications
5th (?)	1995–2025	202–2045	2020–2025	Bio, AI, AL (?)

Se examinaron más de 7000 eventos ocurridos entre los años 1930 y 2010 relacionados con actividades espaciales que ocurrieron en dicho periodo y se llegó a la conclusión que la intensidad de las actividades acontecidas en dicho periodo se asemejaban con el desarrollo de la cuarta K-wave (ver figura 7). Por otro lado, se ha demostrado que la carrera espacial que ha tenido lugar hasta la actualidad ha seguido un proceso de

crecimiento que alcanzó su punto de saturación al comienzo de este siglo y, además, hay señales que indican que se está produciendo una quinta K-wave.

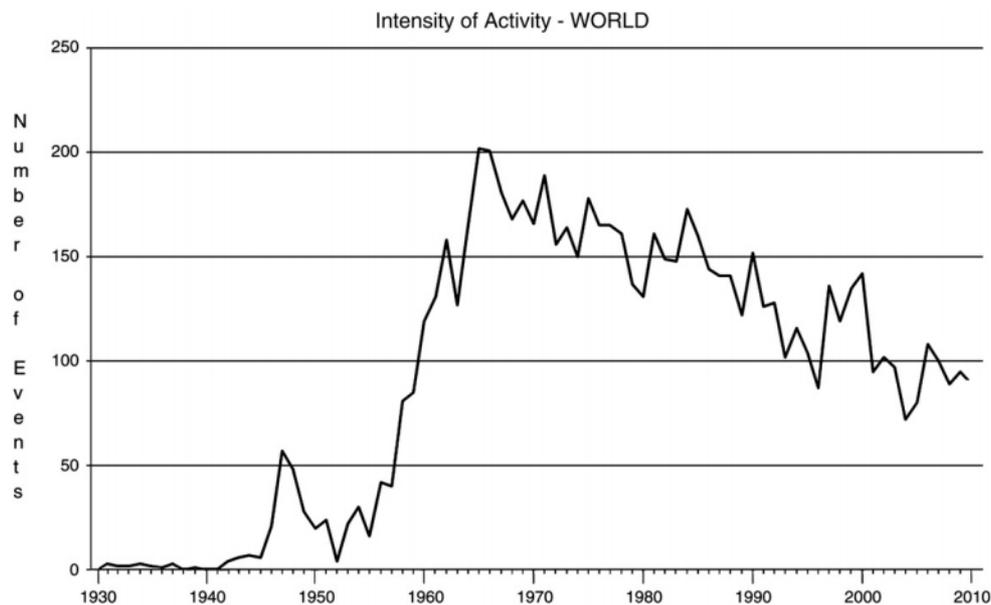


Figura 7. Intensidad de la actividad espacial mundial entre 1930 y 2010 [23].

El aspecto ondulatorio de la Figura 7 es obvio, pero para poder interpretar bien los datos y entender mejor los detalles es imperativo comparar dicha gráfica con otra en la que se represente, por ejemplo, la intensidad de actividad de los países que más han contribuido como son Estados Unidos y Rusia (ver Figura 8). La diferencia fundamental de las dos gráficas se encuentra en que la pendiente descendente de la Figura 8 (EEUU/Rusia) desde la década de 1970 en adelante es mucho más pronunciada que en la Figura 7 (mundial), esto se debe a la creciente actividad espacial de los países europeos y asiáticos a partir de 1990.

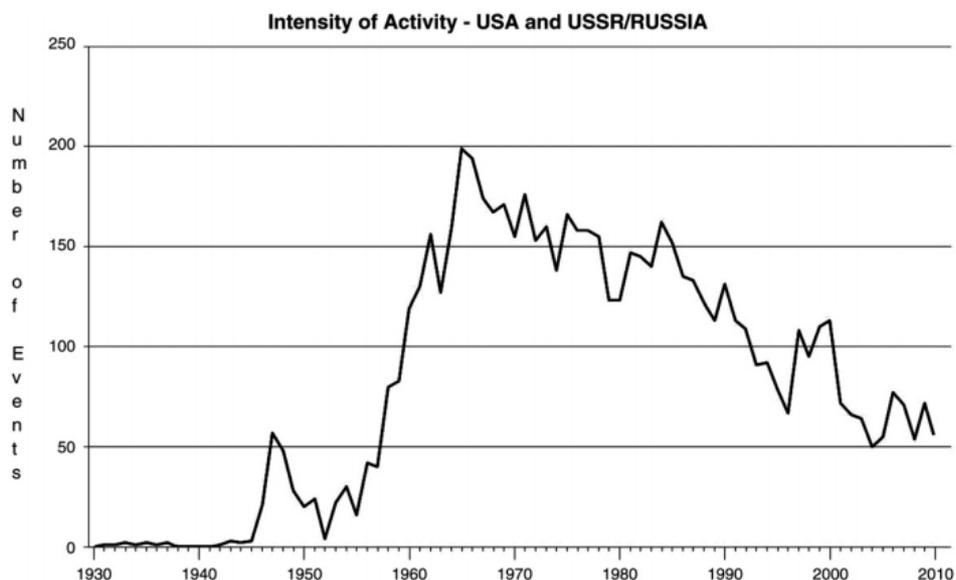


Figura 8. Intensidad de la actividad espacial de Estados Unidos y Rusia entre 1930 y 2010 [23].

Por otro lado, la proyección de futuro de los programas espaciales de diferentes países como Estados Unidos o Rusia, entre otros, incluyen misiones tripuladas a la Luna, interceptación de asteroides potencialmente peligrosos para el planeta, enviar humanos a Marte o incluso, misiones interplanetarias en el período comprendido entre los años 2015 y 2030, correspondiente al inicio de la quinta K-wave. Llevar a cabo estas misiones requiere desarrollar nuevos sistemas de propulsión en motores cohete y nuevos sistemas de propulsión con altos niveles de energía para conseguir que las naves espaciales, una vez desprendidas de sus vehículos de lanzamiento espacial al alcanzar una órbita de transferencia, puedan continuar su viaje hacia su destino final.

La economía espacial se puede definir como “la gama completa de actividades y el uso de recursos que crean y proporcionan valor y beneficios a los seres humanos en el curso de la exploración, comprensión, gestión y utilización del espacio” [24].

Para fines de medición, la economía espacial puede ser dividida en tres componentes [22]:

- Sector aguas arriba: investigación y desarrollo, producción y lanzamiento.
- Sector aguas abajo: operaciones de infraestructura espacial, productos y servicios que dependen directamente de datos y señales satelitales para operar.
- Actividades que se derivan de actividades espaciales pero que no dependen de ellas para funcionar: Transferencias del sector espacial a otros sectores como el sanitario.

Los beneficios comúnmente más identificados de las actividades espaciales incluyen impactos positivos en el PIB a través del empleo y ganancias de ingresos, diversos beneficios económicos como la reducción de costes asociados con el espacio, excelencia tecnológica y científica, entre otros [25].

Desde el comienzo de la era espacial, los líderes del sector privado han estado emitiendo advertencias de que un modelo centralizado socavaría el progreso público y, especialmente, las prioridades comerciales en el espacio. La lógica económica del modelo centralizado era clara y durante varias décadas logró sus objetivos. Bienes públicos como el orgullo nacional, la seguridad nacional y la promoción de la ciencia básica generalmente no se ven fomentados cuando el mercado libre es el tractor de la actividad objeto de análisis. Como ejemplo, durante la guerra fría, en Estados Unidos se fundó la NASA. Su estructura de mando y control surgió de ese objetivo y bajo este modelo, Estados Unidos ha sido la principal potencia espacial. Las vulnerabilidades de la centralización son familiares para cualquier economista, por ejemplo, incentivos débiles para la asignación eficiente de recursos, información dispersa y resistencia a la innovación debido a la reducción de la competencia. Además, la financiación y las prioridades de agencias espaciales como la NASA están sujetas a frecuentes revisiones por parte de los responsables políticos, lo que dificulta que el sector espacial alcance los objetivos establecidos [26]. Anticipándose a estas vulnerabilidades, los defensores de la reforma habían realizado esfuerzos previos por una descentralización, al menos parcial, y un mayor papel del sector privado en el espacio.

Cuando el programa de transbordadores espaciales finalizó en 2011, los defensores de la reforma del sector espacial público y privado aprovecharon la oportunidad y el conjunto descentralizado de empresas espaciales que surgió es conocido, generalmente, como “Nuevo Espacio”. Este nuevo conjunto de empresas ha llegado a representar no sólo una nueva generación de empresas o un crecimiento de los ingresos del sector espacial, sino más bien un nuevo enfoque ya que, en el modelo centralizado, las empresas privadas que trabajan con la

NASA estaban aseguradas contra los grandes riesgos de las inversiones en el espacio y tenían poca capacidad para participar en los beneficios de un mercado espacial comercializado. En el nuevo enfoque, las empresas comparten los riesgos y los rendimientos de las inversiones en el espacio [27].

Se puede imaginar un ciclo de desarrollo que se refuerza a sí mismo para apoyar la economía espacial. Por ejemplo, lanzamientos más baratos y frecuentes podrían facilitar el turismo a corto plazo, junto con la experimentación industrial y científica en naves espaciales suborbitales y en órbita. Si estas actividades se vuelven rutinarias se podría generar demanda de recursos en el espacio, aumentando las oportunidades para trabajadores. Por ejemplo, los servicios comerciales de transporte orbital y programas relacionados no sólo subsidian vehículos comerciales de lanzamiento, sino que también mantienen una estructura de mercado competitiva a través de un conjunto diversificado de contratos de adjudicación.

Finalmente, los equipos utilizados en la industria de los propulsores sólidos se caracterizan por la gran cantidad de tecnologías diversas que se usan y los altos costes de inversión. El polvo de aluminio es relativamente económico, aunque el precio final del propelente sólido *composite* va a depender del coste de la materia prima, del proceso de producción, de las cantidades requeridas, de la fecha de entrega estipulada y de las características técnicas del cliente. Los cálculos a menudo se expresan en términos de coste completo del motor cohete, y no del propelente, el cual suele ser aproximadamente un 27% del coste total, incluyendo la mano de obra [28]. Por ejemplo, para el Artemis I con un presupuesto de 7623 millones de dólares hasta 2024, se tendría un coste de propelente (sólido y líquido) de 2058 millones de dólares, por tanto, las ganancias al vender el combustible al cliente serían elevadas. Para reducir el coste del propelente, manteniendo las mismas prestaciones, se puede optar por automatizar el proceso, lo cual es factible si se realizan programas de lanzamiento de larga duración.

A continuación, se muestran las bases de diseño del proyecto. Por falta de bibliografía, el precio de las materias primas se va a aproximar en base a datos recogidos de *Chemical Business Report*. Para el perclorato de amonio se va a suponer un precio comprendido entre 600 USD/t y 800 USD/t; para el polvo de aluminio, el precio estará comprendido entre 500 USD/t y 600 USD/t; para el PBAN, un precio comprendido entre 1500 USD/t y 2500 USD/t; para el catalizador un precio comprendido entre 500 USD/t y 600 USD/t; y para el agente de curado un precio aproximado de 400 USD/t.

Como se explica en el pilar ambiental, el proyecto se centra en los cohetes de propelente sólido del programa Artemis de la NASA, que tendrán una masa de combustible de 1 385 000 libras en cada cohete. La composición de la mezcla será 12% de PBAN; 69,8% de AP; 16% de Al; 0,2% de catalizador; y, finalmente, 2% de agente de curado. El coste aproximado de las materias primas, para un lanzamiento, viene representado en la siguiente tabla:

Tabla 5. Coste materias primas.

Precios mp	USD/t	Toneladas necesarias	Coste (k USD)
AP	700	877	613,9
PBAN	2000	158,8	301,5
Al	500	201	100,5
Catalizador	550	2,5	1,4
Agente curado	400	25,1	10,1
		Total (k USD)	1027,4

La planta se diseñará para una producción anual de 30 000 toneladas de propelente sólido al año, teniendo un precio medio de materias primas de 817,7 USD/t y se venderá a un precio de 2044,25 USD/t.

Para saber si la inversión es rentable se procede a calcular el VAN (Valor Actual Neto) y la TIR (Tasa Interna de Rentabilidad) partiendo de las siguientes suposiciones:

- El terreno tendrá un valor aproximado de 50 millones de dólares que engloba el precio de compra de la parcela de tierra para uso industrial, 500 000 dólares aproximadamente [29], y el coste de la obra civil.
- La inversión total en capital fijo, sin coste de terreno, se estima que será de 200 millones de dólares en dos años donde se tienen en cuenta coste de instalaciones, maquinaria, patentes y similares.
- El capital circulante se asume 10 millones de dólares.
- Se asume que el coste capital (k) es del 5%.
- No se han tenido en cuenta costes variables.
- Tipo impositivo: 21% [30].
- La depreciación se supone lineal a lo largo de la vida de la planta.
- Se estima un coste total de producción sin depreciación de 24,53 millones de dólares.
- Se estiman unas ventas anuales tras el arranque de la planta de 61,33 millones de dólares.
- Al final de la vida de la planta se recupera el coste del terreno y el capital circulante.

Para el cálculo del VAN se usa la ecuación 3:

$$VAN = -A + \sum_{i=1}^n \frac{FNC}{(1+k)^i}$$

Ecuación 3. Cálculo del VAN

Donde:

- A: desembolso inicial.
- n (vida útil): 20 años.
- FNC: flujos netos de caja (obtenidos en la tabla 6).

Para calcular el desembolso inicial se hace uso de la ecuación 4, donde el gasto se ha supuesto cero, mientras que el activo corresponde a la suma de los terrenos y capital fijo:

$A = \text{Activos} + \text{Gasto} + \text{Capital Circulante}$

Ecuación 4. Cálculo del desembolso inicial

Tabla 6. Flujos netos de caja

Año	I	CP	V	D	BAI	Imp	BDI	FNC
1	150	0	0	0	0	0	0	-150
2	110	0	0	0	0	0	0	-110
3	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
4	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
5	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
6	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
7	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
8	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
9	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
10	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
11	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
12	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
13	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
14	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
15	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
16	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
17	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
18	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
19	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
20	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
21	0	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	31,2
22	60	24,5	61,3	10	26,8	5,6	21,2	91,2

En la siguiente figura, se puede observar la evolución del flujo neto de caja a lo largo de la vida de la planta:

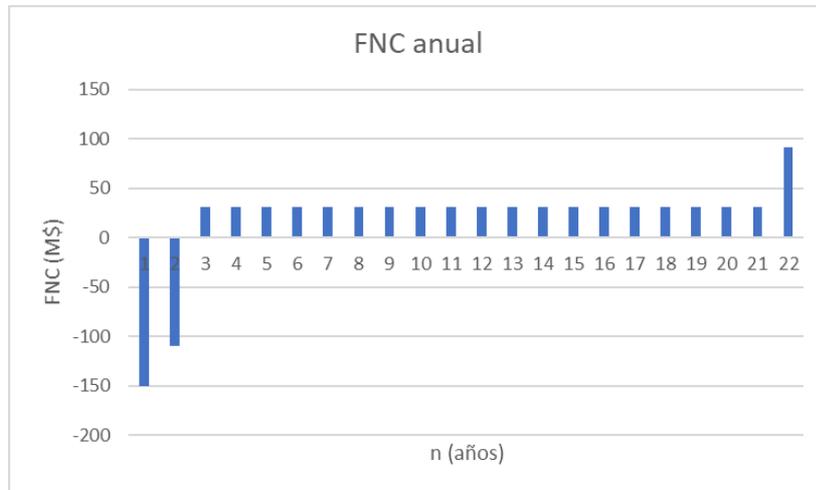


Figura 9. Evolución FNC

En la tabla 6, la inversión (I) llevada a cabo en el primer año corresponde al coste del terreno junto con una inversión de 100 millones de dólares en capital fijo, mientras que en el segundo año corresponde al capital circulante junto con una inversión de 100 millones de dólares. Por otro lado, las ventas (V) se han calculado multiplicando el precio de venta del combustible por la producción anual, mientras que los costes de producción (CP) corresponden al precio de las materias primas por la producción anual. Por otro lado, la depreciación (D) se ha calculado con la ecuación 5, el beneficio antes de impuestos (BAI) se ha calculado con la ecuación 6, el beneficio después de impuestos (BDI) se ha calculado con la ecuación 7 y los flujos netos de caja se han calculado con la ecuación 8.

$$D = \frac{\text{Capital fijo}}{n}$$

Ecuación 5. Cálculo amortización.

$$BAI = V - CP - D$$

Ecuación 6. Cálculo BAI.

$$BDI = BAI - Imp$$

Ecuación 7. Cálculo BN.

$$FNC = BDI + D$$

Ecuación 8. Cálculo CFO.

A continuación, se calcula la TIR igualando VAN a cero mediante la siguiente ecuación:

$$0 = -A + \sum_{i=1}^n \frac{FNC}{(1 + TIR)^i}$$

Ecuación 9. Cálculo de la TIR.

Los resultados obtenidos se muestran en la siguiente tabla, donde el VAN está expresado en millones de dólares:

Tabla 7. Resultados

VAN	143,9 MUSD
TIR	11%

Por tanto, se puede confirmar que la inversión es rentable ya que VAN>0, y TIR>k.

Finalmente, se definen los siguientes indicadores de desempeño relativos al pilar económico:

- Reducir el coste del combustible manteniendo las mismas prestaciones. Objetivo: reducir hasta un 6% respecto al coste medio del año 2007 automatizando el proceso e implementando energía eléctrica procedente de fuentes renovables para liderar el mercado.
- Cumplir con requisitos de autoridades para tener acceso a subvenciones federales y estatales. Objetivo: obtener beneficios fiscales con productos hechos en Estados Unidos y que beneficien a la comunidad.
- Objetivo: TIR del orden de $\pm 2\%$ de la calculada.

3.2 Pilar ambiental.

Los avances tecnológicos en propulsión están continuamente reduciendo los costes y mejorando la eficiencia, fiabilidad y seguridad con el fin de mantener la competitividad en el espacio. Por otro lado, las constantes preocupaciones ambientales dan como resultado un aumento de la necesidad de encontrar combustibles no tóxicos que no dañen la vida en la superficie o en la atmósfera del planeta, ya que el “carbón negro” es particularmente dañino si se emite a alturas muy elevadas. Por ejemplo, 1000 vuelos espaciales por año tendrían una contribución al cambio climático análoga a la que supone actualmente toda la industria aeronáutica [31].

Según Gohardani et al (2014) [32], actualmente, las naves espaciales usan combustibles de hidrazina que son tóxicos, cancerígenos y cuyo uso impone ciertos desafíos ambientales. Los propelentes verdes pueden usarse en motores de propelente líquido, sólido o híbrido satisfaciendo ciertos requisitos como bajo impacto

ambiental, que reduce la contaminación atmosférica y espacial; baja toxicidad, que reduce los riesgos de operación y precauciones de seguridad durante la manipulación, además de que, debido a su baja toxicidad, también se produce una reducción de costes operativos y de producción; buen rendimiento, buena capacidad de almacenamiento, amplia compatibilidad de materiales y buen desempeño (*Haeseler et al.* 2004 [33]). *Gohordani et al* (2014) señaló que, con un nivel creciente de futuras actividades espaciales y aplicaciones, la importancia de una propulsión espacial más ecológica se vuelve aún más pronunciada.

Los esfuerzos para una propulsión espacial verde no se han perseguido tan agresivamente como en la industria aeronáutica. Los recientes esfuerzos en investigación están siendo dirigidos hacia propelentes no tóxicos y respetuosos con el medio ambiente. Sin embargo, hacer uso de propelentes verdes no implica que estos propelentes representen alternativas sin ningún impacto negativo en el medio ambiente ya que todos los vehículos de lanzamiento producen gases de escape que, típicamente, pueden incluir vapor de agua, óxidos de aluminio, óxidos de nitrógeno, dióxido de carbono, cloro inorgánico, sulfatos y hollín. Por otro lado, los propelentes verdes tienden a ser más fáciles y seguros de manejar que los propelentes convencionales por lo que se reducirán los costes asociados con el almacenamiento, transporte, operaciones en tierra y desarrollo de naves espaciales.

Reemplazar los propelentes con base de hidrazina y perclorato de amonio representa una de las actuales tendencias en cuanto a propulsión espacial verde. Recientemente, se publicó un resumen detallado de propelentes espaciales verdes a través del proyecto GRASP (*Green Advanced Space Propulsion*) [32], dicho proyecto fue financiado por la Comisión Europea en el séptimo programa marco de la Unión Europea, siendo uno de los primeros esfuerzos a escala europea para investigar los propelentes verdes. A continuación, se detalla en una lista de posibles propelentes verdes considerados dentro del proyecto GRASP.

Aniline	Heptane	Hydrogen peroxide
3-3'-Diaminopropylamine	Propyne	1,5-Hexadiyne
Ethylammonium nitrate	Triethylamine	Ionic liquids (ADN, HAN, HNF)
Ethylenoxide	Diethylenetriamine	Iso-octane
Ethyl nitrate	1,3-Diaminopropane	Isopropyl alcohol
Furfuryl alcohol	1,2-Diaminocyclohexane	Kerosene (Jet A-1, JP-4, JP-5, RP-1)
Monomethylamine	Ethane	Methane
Tetranitromethane	Cyclopropane	Methanol
Trimethylaluminium	Ethyl methyl ether	Methylammonium nitrate
2,4-Xylidine	Dibutyl ether	Nitrous oxide
Polynitrogens (e.g. N ₃)	Propadiene	N-propyl nitrate
2,5-Dimethyltetrazole	Ethanolamine	Octane
Allyl-dipropenylamine	Acetaldehyde	Oxygen (LOX)
JP-1	Ammonia	Pentane
JP-3	Ammonium nitrate	PMMA
RJ-5	Butane	Polyethylene
AFRL4	Diethylene glycol dimethyl ether	Propane
Tri-prop-2-ynyl-amine	Dimethylether	Propyl amine
Bicyclopopylidene	d-Limonene	Propyl ether
3-Prop-2-ynyloxy-propyne	DMAZ (and CINCH)	Propylene
Tris(azidomethyl)amine	Dimethylamine	Silanes
C-stoff	Ethanol	Tetrahydrofuran
Mixed oxides of nitrogen	Ethylene	Tetramethylethylenediamine
Nitromethane	Ethylenediamine	Toluene
Nitroglycerine	HTPB	Triethylaluminium
Propane	JP-10	Turpentine

Figura 10. Lista de algunos candidatos a propelentes verdes del proyecto GRASP [32].

Los principales objetivos del proyecto GRASP fueron:

1. Establecer un statu quo de propelentes verdes.
2. Investigar teóricamente los propelentes verdes.
3. Investigar experimentalmente los propelentes verdes tanto a nivel de componentes como de sistemas.
4. Generar conocimiento para promover o hacer posible la investigación por la comunidad científica y permitir que la industria tome decisiones.

Tras una evaluación inicial, se determinó que la toxicidad de los candidatos a propelente verde era mucho menor que la de los propelentes que se utilizan actualmente. Además, los líquidos iónicos y monopropelentes verdes exhibieron en ciertos casos un mayor impulso específico que los propelentes tóxicos.

La NASA, al igual que el proyecto GRASP, está buscando propelentes verdes que sean menos dañinos para el medio ambiente como alternativa para propelentes tóxicos. Como ejemplo, se encuentra el proyecto GPIM (*Green Propellant Infusion Mission*), que demostrará las capacidades prácticas del AFM315E como una alternativa ecológica de alto rendimiento a la hidrazina.

Como se comentó en el apartado de introducción, los motores cohete de propulsante sólido tendrán distinto impacto ambiental en función de los componentes que lo formen. En primer lugar, hay varias posibilidades a la hora de elegir un oxidante que minimice el impacto ambiental. El más utilizado es el AP que produce productos completamente gaseosos en comparación con el nitrato de potasio y el perclorato de potasio. El AN se considera una posible alternativa, aunque es un compuesto menos energético, con un rendimiento inferior y una velocidad de combustión más lenta que el AP.

La principal desventaja del AP son sus productos gaseosos clorados, puesto que son perjudiciales para el medio ambiente ya que el HCl es el principal producto de escape que entra en el ciclo de destrucción del ozono estratosférico con lo que contribuye a la reducción de la capa de ozono y a la aparición de lluvia ácida. Durante la combustión, en el motor cohete hay HCl, CO₂, H₂O y N₂, además de los radicales OH, H y CH en una pequeña cantidad, todos ellos generados por la descomposición del AP. Cuando las moléculas de HCl se difunden en el aire y colisionan con las moléculas de H₂O, se forma un humo blanco visible. Según observaciones experimentales, el humo blanco se forma cuando la humedad relativa supera el 40%. Dado que el AP es un oxidante valioso debido a su alto rendimiento, manipulación segura y rentabilidad en comparación con otros oxidantes, es difícil reemplazarlo con cualquier otro oxidante que pueda eludir la desventaja de los productos gaseosos de HCl que genera. El cloro en forma de HCl liberado por los CFC's (clorofluorocarburos) se puede eliminar de la estratosfera a medida que el aire estratosférico circula por la troposfera. Los CFC son sustancias derivadas de los hidrocarburos saturados obtenidos mediante la sustitución de átomos de hidrógeno por átomos de flúor y cloro. La degradación de los CFC es difícil y su presencia en la atmósfera se prolonga durante muchos años (50-100). Es por esto por lo que existen varias opciones para reducir el volumen de gases de HCl generados durante la combustión, como pueden ser neutralización, depuración o eliminación de cloro; cada una de estas opciones tiene sus propios desafíos y ventajas en función de las propiedades físicas y químicas de los materiales utilizados [16].

Finalmente, el componente combustible más utilizado en combinación con AP es el polvo de aluminio, aunque existen otras alternativas como el polvo de magnesio. Cuando se añade polvo de magnesio al propelente con AP, el magnesio reacciona con el HCl produciendo cloruro de magnesio y disminuyendo, por tanto, el número de moléculas de HCl. El cloruro de magnesio es un compuesto estable y respetuoso con el medio ambiente. Por otro lado, dado que las partículas de magnesio actúan como combustible, de manera similar a las partículas de aluminio, el impulso específico aumenta si se aumenta el contenido de magnesio.

La industria química es una de las industrias con mayor consumo energético debido a sus actividades y procesos de transformación. La electricidad, el gas o los productos petrolíferos son las fuentes energéticas más usadas a nivel mundial, no obstante, se puede reducir su consumo mejorando el rendimiento de los procesos e intentando utilizar fuentes de energías renovables, como la energía eólica, para el consumo eléctrico de la planta. La electricidad producida mediante energías renovables es un recurso energético que garantiza un bajo impacto ambiental, alta eficiencia y un coste lo más reducido posible. Para ello, sería recomendable implementar instalaciones de autoconsumo, como pueden ser, generadores fotovoltaicos para producir

electricidad y ser más independientes energéticamente [34].

Finalmente, se definen los siguientes indicadores de desempeño relativos al pilar ambiental:

- **Objetivo:** reducción de las emisiones atmosféricas un 5%. Por un lado, se reducirán las moléculas de HCl añadiendo partículas de magnesio al propelente con AP, luego, las moléculas restantes de HCl deberán ser eliminadas en la troposfera para evitar que dichas partículas entren en el ciclo de destrucción del ozono estratosférico.
- **Objetivo:** respetar el porcentaje de componente Al del propelente sólido (16%p).
- **Objetivo:** Utilizar energías renovables (energía eólica y fotovoltaica) como alternativa viable para el consumo energético de la planta.

3.3 Pilar social.

El espacio, la movilidad y la sostenibilidad han tenido una relación duradera durante los últimos 40 años. En 1972, la tripulación del *Apollo 17*, tomó la primera fotografía de la Tierra más allá de nuestra biosfera, a unos 45000 kilómetros de distancia. Esa imagen de la Tierra se convirtió en un icono del ecologismo conservacionista que la sostenibilidad, actualmente, incluye en su literatura [35]. Hace más de 10 años, la NASA declaró que la tecnología para facilitar el desarrollo del turismo espacial estaba, en gran parte, disponible para su uso. Asimismo, en 1998, la NASA y la asociación de transporte espacial realizaron un estudio en el cual se descubrió que el turismo espacial, probablemente, se convertiría en el mayor uso comercial del espacio en el futuro cercano [36].

La comercialización de la exploración espacial y el desarrollo de la industria del turismo espacial ha llevado a reducir significativamente los costes de lanzamiento, los cuales eran el principal impedimento para acceder al espacio. Una perspectiva a largo plazo del desarrollo del turismo sostenible requiere considerar tanto los límites planetarios (local, regional, nacional y global) como el hecho de moverse más allá de la biosfera, cambiando así las limitaciones de la perspectiva global actual. Como sostiene *Bostrom* (2013) [37] “La sostenibilidad debe ser reconceptualizada en términos dinámicos, apuntando por una trayectoria sostenible en lugar de un estado sostenible”, lo cual requiere pensar en límites espaciales y temporales de la influencia humana. Además, el impacto de la movilidad turística será clave, ya que el turismo espacial puede generar interés y apoyo público a la exploración espacial, por tanto, la relación entre movilidad y sostenibilidad también deberá ser conceptualizada en términos de trayectoria.

La necesidad de abordar cambios espaciales y temporales se demuestra por el hecho de que los viajes espaciales han escapado en gran medida a la atención del turismo sostenible. Mientras tanto, el sector de vuelos espaciales comerciales se ha estado desarrollando rápidamente. La figura 11 muestra un puerto espacial de *Virgin Galactic* en construcción en el estado de Nuevo México, Estados Unidos. *Virgin Galactic*, la división de viajes espaciales de *Virgin Group*, sigue centrándose en el Desarrollo comercial de la *VSS Enterprise*, una nave espacial suborbital para el turismo. Por otro lado, muchas empresas del sector privado también están apostando por el turismo espacial, como es el caso de *Blue Origin*, que llevará turistas en vuelos espaciales suborbitales en su nave especial *New Shepard* [38].



Figura 11. Puerto espacial en construcción de Spaceport America [38].

Las misiones espaciales dependen cada vez más de la cooperación entre administración pública y sector privado, por ejemplo, la NASA tiene diferentes contratos con empresas como SpaceX, quienes ya en varias ocasiones han enviado naves en misiones comerciales para reabastecimiento de la estación espacial o como ocurrió en noviembre de 2020, cuando la nave *Crew Dragon* llevó a cuatro astronautas a la Estación Espacial Internacional.

La infraestructura espacial juega un papel cada vez más importante en el apoyo a las funciones sociales críticas como telecomunicaciones, finanzas y servicios públicos. Como ejemplo, los fabricantes y agencias espaciales contribuyeron activamente a los esfuerzos de respuesta durante la crisis sanitaria del COVID-19 mediante la producción de equipos médicos, capacidades de almacenamiento y procesamiento para modelar y otras necesidades de investigación [22].

Los desarrollos económicos y sociales que hoy en día se denominan globalización han existido durante siglos, creciendo y menguando al menos desde el siglo XVI. La literatura sobre globalización tiende a mencionar la tecnología espacial reconociendo las comunicaciones por satélite como un componente de la revolución de las telecomunicaciones que permitió la actual era de globalización. La tecnología espacial comenzó, en sus diversas formas, a contribuir a la globalización en la década de 1960, claramente, esta contribución no se limitó únicamente al uso de satélites en la red de comunicación global, también mejoró las previsiones meteorológicas para poder incrementar la productividad y seguridad en operaciones en áreas como la agricultura, transporte aéreo, transporte marítimo, construcción y servicios públicos, por nombrar algunas. La globalización actual está cosechando los beneficios de las aplicaciones creadas durante la guerra fría. Los esfuerzos de los diferentes gobiernos en términos de seguridad y prestigio nacional y desarrollo tecnológico han llevado a la Sociedad actual a un punto donde las aplicaciones espaciales civiles y comerciales son fundamentales. Un porcentaje significativo de la industria espacial está diseñado para servir a los gobiernos, ya que constituyen gran parte de la base de clientes en áreas como hardware espacial, servicios de fabricación y lanzamiento. El número relativamente pequeño de competidores y clientes en estas áreas hace que la industria espacial sea más lenta para adaptarse e innovar que la mayoría de las otras industrias de alta tecnología. La tendencia a proteger las tecnologías espaciales como activos nacionales sensibles ralentiza su adopción en el mercado mundial y puede obstaculizar la competitividad de las naciones empleando restricciones a la exportación y medidas proteccionistas [39].

La globalización tiene aspectos negativos, los cuales son:

- Exposición de trabajadores y empresas a la competencia no deseada del exterior y mayor riesgo de que las empresas trasladen su producción a otro lugar.
- Competencia entre ubicaciones por capital móvil que puede conducir a una carrera a largo plazo en las normas medioambientales.
- Potencial empeoramiento de la desigualdad, desconfianza y miedo ante una estandarización cultural.

Un estudio de la OCDE [40] abordó el futuro de las aplicaciones espaciales a partir de la década de 2030 para evitar una reacción de antiglobalización. Este estudio buscaba entender cómo los países pueden cosechar los beneficios de las aplicaciones espaciales comerciales para la sociedad en general. Se utilizó un enfoque basado en escenarios sobre la interacción de tres impulsores principales del cambio social: geopolítico, económico y medioambiental. A pesar de la perspectiva optimista del estudio, se identifican ciertos obstáculos para el crecimiento futuro, los cuales han incidido en el programa Artemis y el desarrollo del SLS debido a retrasos por falta de financiación gubernamental:

- Restricciones de acceso al mercado debido a una liberalización incompleta en algunos países.
- Problemas de política de adquisiciones resultantes de la falta de confiabilidad e imprevisibilidad de clientes gubernamentales.
- Controles de exportación y restricciones a la inversión.
- Apoyo gubernamental insuficiente para el desarrollo de nuevas tecnologías.
- Restricciones legales y regulatorias que causan incertidumbre y demora en el despliegue de nuevas aplicaciones.

La OCDE enmarca sus recomendaciones en tres bloques dirigidos a lo que los gobiernos pueden hacer para fortalecer las contribuciones que el espacio puede hacer para resolver importantes desafíos socioeconómicos:

- Bloque I: implementar una infraestructura espacial sostenible que esté integrada con la infraestructura terrestre y que tenga en cuenta las necesidades de los usuarios, especialmente en áreas de navegación, comunicaciones y acceso al espacio.
- Bloque II: aprovechar las ganancias que pueden ofrecer las soluciones espaciales para la prestación de servicios públicos y desarrollo de otros nuevos, particularmente a través de la cooperación internacional, intercambio de datos, monitorización de desastres, gestión de emergencias y desarrollo económico.
- Bloque III: incentivar al sector privado a contribuir al desarrollo de nuevas e innovadoras aplicaciones y al desarrollo y funcionamiento de las infraestructuras espaciales haciendo que las leyes espaciales nacionales e internacionales sean favorables a los negocios además de fomentar el mercado abierto y los estándares internacionales.

Como se comentó en el pilar económico, a medida que el sector espacial se va expandiendo, habrá un incremento de las oportunidades laborales tanto en empresas públicas como privadas, generando empleo y, por tanto, aumentando el ingreso y el PIB. Una planta de producción y almacenamiento de combustible sólido para lanzaderas espaciales que haya adquirido un contrato, con el cual, pueda suministrar dicho combustible a una empresa del sector espacial, generará empleo en los núcleos urbanos cercanos a la planta y supondrá la creación de empresas satélites. Por otro lado, generará sinergias con otros sectores industriales y tecnológicos de la zona, con la adjudicación de contratos para suministrar materias primas o para mejora de las instalaciones. Tras un estudio de los estados del sur de Estados Unidos en el que se ha tenido en cuenta la industria espacial de la zona y el transporte de materias primas y productos, se ha decidido construir la planta en el estado de Florida, donde la industria espacial es muy amplia, además en este mismo estado se encuentra el centro espacial Kennedy donde se producirá el ensamblaje y lanzamiento. Por otro lado, la zona de ensayos donde se probará el combustible estará situado en el estado de Utah transportando el combustible por tren, esto se hace actualmente, ya que la NASA prueba los combustibles en la zona de ensayos que tiene la empresa *Northrop Grumman* en dicho estado [41].

Socialmente, la planta puede provocar rechazo entre la población de los núcleos urbanos por temas de contaminación y riesgo. Para poder disminuir este rechazo entre la población, sería recomendable establecer mesas de diálogo entre la población para explicar aspectos de vital importancia como la seguridad de la planta, ya que se pueden producir incendios o explosiones debido a los compuestos, hacer talleres en las escuelas o participar en iniciativas de investigación de biodiversidad. Para minimizar el daño al ecosistema local, sería necesario poner en marcha proyectos de restauración del ecosistema y mejora de la biodiversidad, como ya hizo por ejemplo la empresa Cepsa en la localidad española de Huelva [42]. Por otro lado, para minimizar el daño Ambiental se podría optar por comprometerse con los objetivos de desarrollo sostenible marcados por la ONU para 2030 [43] o por inscribirse en el registro internacional de centros ecoauditados, según el reglamento EMAS [44], que consiste en un esquema de auditoría y gestión ambiental aplicables a cualquier empresa a nivel internacional. Este reglamento ayuda a las organizaciones a contribuir al Desarrollo de una economía circular ya que:

- Obliga a establecer unos indicadores de comportamiento ambiental para analizar y medir el uso eficiente de los recursos.
- Contribuye a minimizar riesgos desde un enfoque preventivo y a identificar nuevas oportunidades de negocio.
- Requiere obligatoriamente la implicación de los empleados.
- Declaración Ambiental validada por un verificador independiente y acreditado.
- Supone un motor para la innovación, ya que, al promover la mejora continua, la organización tiene que investigar nuevos objetivos de reducción de consumos, cambios en los procesos, búsqueda de materiales menos contaminantes, etc.

Por otro lado, también hay que tener en cuenta las normas de gestión de la calidad en el sector aeroespacial (AS/EN 9100) [45], las cuales son una adaptación de la norma ISO 9001 para proveedores del sector espacial. Se pretende que esta norma sea utilizada por organizaciones que diseñan, desarrollan y producen productos de aviación, espaciales o de defensa. En cuanto a las ventajas para la organización:

- Consideración del plan de calidad para desarrollar un sistema de gestión que permita identificar objetivos y oportunidades de mejora, así como riesgos que comprometan la calidad del producto.
- Enfoque basado en procesos.
- Liderazgo imprescindible de la alta dirección para proporcionar un plan de contingencia.
- Cuando lo requiera el cliente, se debe tener un programa de prototipos, un plan de control de la producción y un procedimiento de aprobación del producto y del proceso de fabricación reconocido por el cliente.

- Demostrar la capacidad del laboratorio de control de calidad.
- Motivación y compromiso de todas las personas involucradas para que el sistema funcione.
- Gestión del cambio, que implica que cualquier cambio debe evaluarse para asegurarse el cumplimiento de los requisitos del cliente.

A continuación, se muestran unos ejemplos de acciones practicas a implementar con esta normativa:

- Elaborar encuestas de clima laboral.
- Disponer de plan de contingencia ante emergencias como fallo de equipos clave.
- Realizar análisis de riesgos para gestionar fallos que afecten a la calidad del producto.
- Firma por parte de todo el personal de un contrato de confidencialidad.
- Implementar un plan de limpieza validado de las maquinarias e instalaciones de producción.
- Elaborar estudios estadísticos de repetitividad/reproducibilidad para el seguimiento del buen estado de los aparatos.
- Acreditar el laboratorio interno en base al estándar ISO 17025:2005.

Con estas medidas se reduciría el riesgo de errores o fallos graves en productos y servicios críticos, se demostraría una gestión de la calidad eficaz, se mejoraría la imagen y prestigio de la organización y, por consiguiente, la organización se convertiría en un proveedor preferente y ganaría la confianza de clientes y partes interesadas.

Finalmente, se definen los siguientes indicadores de desempeño relativos al pilar social:

- Objetivo: el 70% de la plantilla será del estado de Florida, ya que dicho estado tiene personal cualificado en el ámbito industrial además de una tasa de desempleo (2018) del 3,3% [46]. Por otro lado, si no hay candidatos con la cualificación suficiente, se puede optar por introducirlos de otros estados o realizar cursos de formación con los servicios de empleo, universidades del estado, etc.
- Objetivo: cumplir con la normativa internacional.

4 PROCESO DE PRODUCCIÓN

En este apartado se procederá a explicar el proceso de producción de propelente sólido *composite* desde la recepción de las materias primas hasta el almacenamiento del producto bajo condiciones de presión, temperatura y humedad estrictas. Los cálculos están basados para la producción anual del propelente necesario para 5 lanzamientos de la lanzadera espacial *Space Launch System* (SLS), la cual necesitará, como se dijo anteriormente, 1 385 000 libras de combustible en cada motor cohete para cada lanzamiento. Se estima que el número de lanzamientos en las misiones Artemis sea de 9 desde 2021 hasta 2030, por otro lado, también habrá lanzamientos en misiones de soporte para el programa Artemis desde el año 2021 hasta el año 2028 estando confirmado el uso de la lanzadera espacial en 2 de un total de 34 sin confirmar.

4.1 Recepción de las materias primas.

Las materias primas que se usarán en la producción del propelente sólidos serán las siguientes: AP como oxidante, polvo de aluminio como combustible, PBAN como base polimérica, BAMO/AMMO como agente de curado, óxido de hierro como catalizador y modificador balístico, DOP como plastificante y DFA como estabilizante.

- Perclorato de amonio (NH_4ClO_4): el perclorato de amonio tiene una apariencia similar a la sal y generalmente se empaqueta y envía en tambores revestidos de polietileno de 30 o 50 galones (113,56-189,27 litros) con marcas de símbolo de oxidante o explosivo [12]. Dado que el perclorato de amonio es explosivo, se recomienda su almacenaje en los recipientes originales y en pequeños grupos para evitar propagación de explosiones.



Figura 12. Contenedores de perclorato de amonio. [12]

El perclorato se compra en los contenedores de la figura 12 con un tamaño medio de partícula de 25 mm para luego ser pasado por un proceso de secado y molienda hasta conseguir el tamaño de partícula requerido. Tanto el tamaño del perclorato como su humedad nominal son datos que dependen del fabricante, para este caso, se ha tomado una humedad nominal de aproximadamente un 10%.

- Polvo de aluminio: el tamaño de partícula de la mayoría del polvo de aluminio usado para propelentes sólidos varía desde los 3 μm hasta los 100 μm , aunque se han utilizado tamaños más grandes. El polvo de aluminio generalmente se envasa y envía en contenedores de acero de 30 galones de capacidad, con un peso aproximado de 180 kg. Estos contenedores son similares a los usados para el perclorato de amonio de la figura 12 [12].
- Polibutadieno acrilonitrilo ($\text{C}_{21}\text{H}_{27}\text{N}_3\text{X}_2$) [47]: este líquido generalmente se envía en contenedores de acero de 55 galones, aunque se pueden utilizar contenedores de diferente tamaño dependiendo de la cantidad que se envíe. El interior de estos contenedores suele estar recubierto de una pintura epoxi u otro material para evitar la oxidación. Si la cantidad que se envía es muy grande, se pueden utilizar camiones cisterna [12]. En la figura 13 se observa un bidón de PBAN.



Figura 13. Bidón con PBAN. [12]

- Agente de curado: como agente de curado se usará BAMO/AMMO ($\text{C}_5\text{H}_8\text{N}_6\text{O}/\text{C}_5\text{H}_9\text{N}_3\text{O}$) que es un líquido viscoso a temperatura ambiente. Este agente de curado es un azido polímero termoplástico energético usado como ligador activo en las formulaciones de propelentes sólidos. Dicho agente de curado se empaqueta en latas de acero de 1 galón, que generalmente se envían en contenedores aislados embalados con hielo seco y almacenado a 0°C o menos para mantener su vida útil [12].
- Catalizador: se usará óxido de hierro (Fe_2O_3) que debe mantenerse en lugares secos y cerrado herméticamente en su envase original [48]. El óxido de hierro tendrá un diámetro medio de 30 μm con una pureza que ronda el 97%. No obstante, el catalizador puede tener diferente tamaño según las especificaciones del proveedor, por ejemplo, con un tamaño de 10 nm o inferior la interacción

heterogénea puede verse perturbada por la estructura electrónica de las moléculas, si el tamaño es mayor, dicha perturbación se verá influenciada principalmente por las características de la superficie [49].



Figura 14. Óxido de hierro.

- Plastificante: se usará DOP (dioctil ftalato, $C_{24}H_{38}O_4$) que es un líquido incoloro y debe almacenarse en recipientes originales y en un lugar seco [50].
- Estabilizante: se usará DFA (difenilamina, $C_{12}H_{11}N$) que es un líquido y deberá mantenerse almacenado en recipientes originales y en un lugar seco, con una temperatura de almacenaje recomendada entre los $15^{\circ}C$ y $25^{\circ}C$ [51].

Cabe destacar que, debido a la naturaleza ácida de la base polimérica usada, no se puede introducir polvo de magnesio para reducir la emisión de partículas de HCl durante la combustión del propelente como se comentó en uno de los objetivos del pilar ambiental del criterio de sostenibilidad, ya que estos dos componentes son incompatibles.

4.2 Proceso de producción.

La producción de propelente sólido composite se realiza en varias fases y está basada en el mezclado de los ingredientes y moldeado de la masa obtenida. En primer lugar, cabe destacar que la producción de propelente sólido puede ser llevada a cabo mediante dos procesos distintos, mezcla por lotes o mezcla continua. En un proceso de mezcla continua, los ingredientes son mezclados en la cámara de mezcla y descargados en el motor cohete u otro recipiente hasta que se haya obtenido la cantidad requerida de propelente. Por otro lado, en un proceso de mezcla por lotes, las materias primas se mezclan en la cámara de mezclado agregándolas en cantidades específicas y sometiéndolas a las condiciones necesarias de presión, temperatura y humedad, para luego, ser descargadas en el motor cohete u otro recipiente donde se producirá el proceso de curado. En la siguiente imagen, se muestra el diagrama de bloques de la instalación.

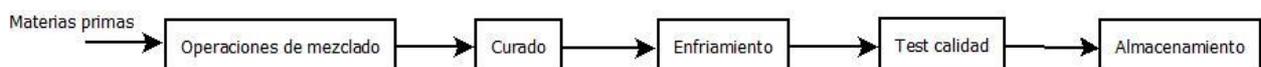


Figura 15. Diagrama de bloques.

En este proyecto, se usará un proceso de mezclado por lotes, debido a que el proceso de mezclado continuo presenta inconvenientes ya que resulta difícil medir pequeñas cantidades de algunos ingredientes como, por ejemplo, el agente de curado. Cualquiera de las operaciones de la figura 15 es delicada y condiciona la calidad del propelente (homogeneidad de la mezcla, efecto en propiedades operacionales, entre otros). Por otro lado, algunos de los equipos son específicamente diseñados para el propósito lo que hace que se eleve el coste de producción.

Las operaciones de mezclado consisten en el amasado de una fase sólida (compuesta principalmente por oxidante y combustible) y un líquido (los ingredientes del aglutinante). Estas operaciones están diseñadas para producir una lechada homogénea que se pueda moldear, con un buen nivel de reproducibilidad de las características del propulsante. Se realizan con mezcladores convencionales. En la siguiente imagen, se muestra el diagrama de flujo de proceso donde vienen representados los equipos y las diferentes corrientes de proceso.

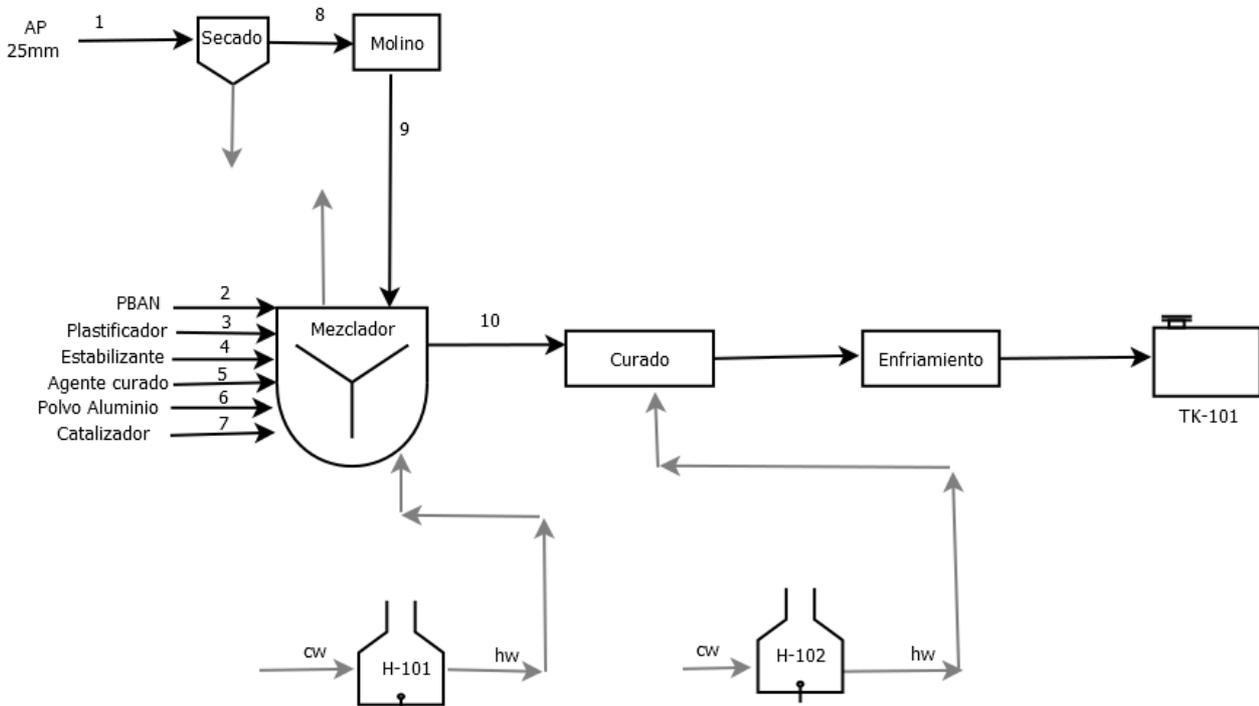


Figura 16. Diagrama de flujo de proceso.

4.3 Tratamiento de oxidantes.

El oxidante elegido primero pasa por un proceso de secado y luego por una molienda, ambas operaciones son bastante peligrosas y se realizan en equipos diseñados especialmente para el propósito, a veces bajo atmósfera inerte. Tras la molienda, el oxidante se tamiza para lograr las fracciones necesarias para el propelente en cuestión. Normalmente se usan dos fracciones, fracción fina (hasta 100 μm) y fracción gruesa (desde 100 hasta 500 μm) [52].

En primer lugar, se lleva a cabo el proceso de secado, para ello se usará un secado a vacío. La figura 17 muestra un diagrama de un secado a vacío. Este aparato crea vacío en el interior de la cámara a través de una bomba de vacío rotatoria. Una vez introducido el perclorato de amonio se trabaja a una presión de aproximadamente 1 mmHg. Se utilizará un secado indirecto en el que el sólido estará en contacto con una superficie, dicha superficie suele estar en el rango de -40°C (secado por congelación) a 300°C en el caso de usar gases de combustión. Para extraer la humedad de la cámara de secado se aplica vacío. Cuando se opera a vacío no hay riesgo de explosión o incendio, se reduce la temperatura de operación y permite secar materiales térmicamente sensibles como el perclorato de amonio. La temperatura es inferior a la del punto triple del líquido a eliminar con lo cual la humedad se pierde por sublimación. El vapor se extrae del secadero por bombas de vacío o eyectores.

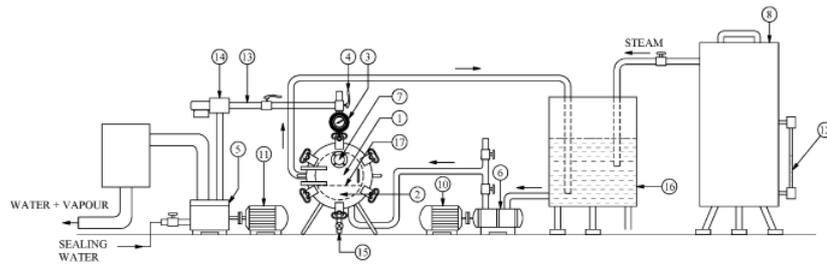


Figura 17. Diagrama de proceso de secado a vacío [53]

El perclorato se compra puro, por lo que el agua residual proveniente del proceso de secado es agua pura y se puede eliminar por la red de alcantarillado mediante las reglas de eliminación de desecho FDEP (*Florida Department of Environmental Protection*) [54].

Para el proceso de molienda se usará un molino de chorro fluidizado. Este tipo de molino es el más usado debido a que el rango de tamaño de partícula requerido no se puede obtener fácilmente con otros tipos de molinos y, además, los molinos de chorro fluidizado son más seguros para triturar materiales explosivos. El molino utiliza aire a alta presión (20°C , 6 bar) para hacer que las partículas choquen entre sí y, por lo tanto, las tritura hasta reducirlas a un tamaño de partícula generalmente entre 5 μm y 200 μm . Estos molinos son dispositivos simples y sin partes móviles, tienen un puerto de entrada y salida para la conexión de accesorios. El tamaño de las partículas puede ser controlado por la velocidad a la que se alimenta el material a moler, y la presión del aire o tasa de flujo de aire. En la figura 18, viene representado este tipo de molinos.



Figura 18. Molino de chorro fluidizado [55]

Con la figura 19, se procede a explicar el principio de funcionamiento, el cual es bastante simple [56]:

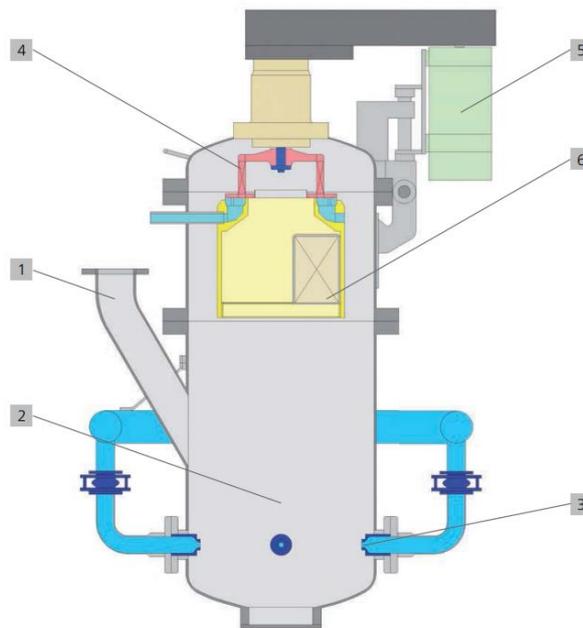


Figura 19. Molino de chorro fluidizado [56].

1. El producto para moler se introduce a través de una válvula de doble aleta en la entrada situada encima de las boquillas de molienda.
2. En la base de la cámara de molienda se forma un lecho de material con velocidad creciente.

3. El material es fluidificado por la corriente de gas de las boquillas de molienda. Las partículas del lecho son arrastradas por la corriente de gas y aceleradas hacia el centro de la cámara. La molienda se produce por el impacto de las partículas entre sí a lo largo de la corriente de gas.
4. El gas, cargado de partículas, sube por el centro hasta una rueda clasificadora. Las partículas gruesas se rechazan por el clasificador y vuelven a la cámara de molienda.
5. Motor de velocidad variable que acciona la rueda clasificadora.
6. Las partículas finas y el gas de molienda salen por la salida de finos y se separan en un ciclón o sistema de filtrado.

El molino puede poseer una o varias ruedas de clasificación en la parte superior. Es una molienda fría y libre de contaminación ya que no hay componentes de la máquina en la zona de molienda, por tanto, tampoco se produce desgaste de la máquina. Estos molinos se utilizan para lograr valores máximos de finura con la máxima pureza del producto, el nivel de producto en la máquina se controla mediante células de carga o supervisando la carga del accionamiento del clasificador. Es de limpieza fácil gracias a que la sección superior es desmontable [56]. A continuación, se muestra un diagrama de una planta con este tipo de molino.

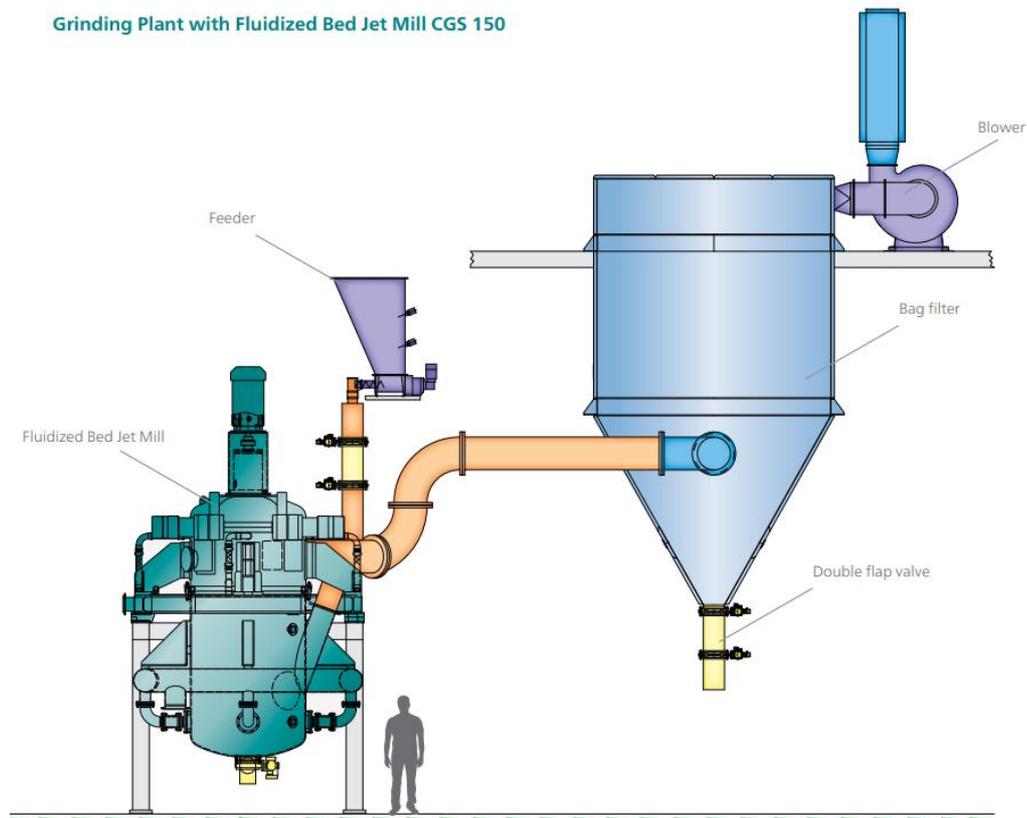


Figura 20. Diagrama de un molino de lecho fluidizado tipo CGS 150 con accesorios [56]

En este proyecto se usará un molino de lecho fluidizado tipo “CGS 100” [56] ya que el rango de tamaño de partícula a la salida del molino se ajusta con el tamaño de AP requerido, que estará formado por un AP fino con un tamaño medio de partícula de 40 μm y un AP grueso con un tamaño medio de partícula de 90 μm . A continuación, se muestra una tabla con los datos técnicos del modelo de molino seleccionado:

Tabla 8. Datos técnicos para molinos de lecho fluidizado [56].

Modelo	Caudal de aire (m ³ /h)	Rango de tamaños de salida (μm)	Cámara de molienda (mm)	Diámetro boquilla (mm)
CGS 100	3860	3,5-90	1200	17

4.4 Mezclado.

El proceso de mezclado suele durar unas 7 horas y se realiza en un mezclador convencional tipo batch con paletas helicoidales, tapa y manto para calentar que consiste en un sistema con doble pared con agua en circulación. El mezclador será un mezclador vertical que presenta más flexibilidad y mayores tasas de producción que los mezcladores horizontales que se usaban antes. También tienen la posibilidad de intercambiar los tambores. La limpieza del mezclador es más fácil y se alcanza un mayor nivel de seguridad. Después de haber pesado los ingredientes, se introducen en el mezclador de la siguiente manera: polímero, plastificante y demás aditivos líquidos. Luego, la mezcla se calienta a 60°C y se mezcla durante cierto tiempo, dependiendo del tipo de propelente. Tras este primer mezclado, se añade el polvo de aluminio y demás aditivos sólidos mientras la mezcla se agita continuamente para asegurar el buen mezclado de los ingredientes, este proceso suele durar 1 o 2 horas. El mezclado de los ingredientes es la operación más importante en la fabricación del propelente ya que debe durar lo suficiente para formar una mezcla homogénea adecuada para el curado. También es una operación costosa, debido a la energía y necesidades de mano de obra y su duración debe ser mínima para que no afecte a la calidad del producto final. La humedad supone un problema para la composición del propelente, por lo que el mezclador posee una tapa hermética equipada con un dispositivo de vacío, que se utiliza para obtener una presión residual baja (aproximadamente 10 mmHg). Los componentes volátiles, el agua y el aire atrapados en la lechada se eliminan fácilmente en el curso de la fase de mezclado. En la siguiente imagen, viene representada la operación de mezclado [28].

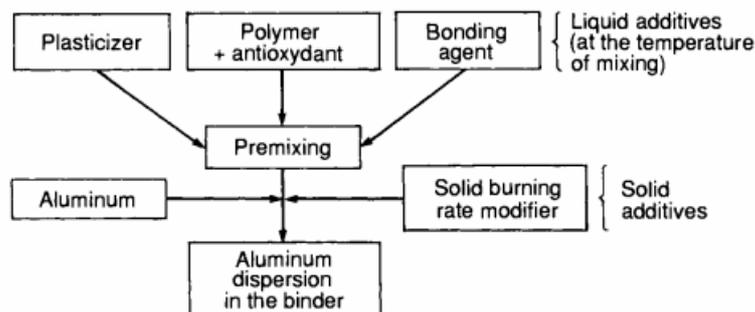


Figura 21. Ejemplo de operación de mezclado [28]

Una vez que se ha eliminado cualquier gas, se procede a introducir el oxidante. Se puede hacer de forma remota, utilizando una tolva equipada con un tobogán vibratorio o un tornillo de Arquímedes, en un ambiente seco. Esta fase es muy importante porque el orden de introducción de los distintos tamaños de las partículas

del oxidante, así como el momento de introducción, determinan la viscosidad de la lechada. En primer lugar, se agregan las partículas de AP más gruesas y, finalmente, las partículas de AP más finas. Al introducir el AP fino, las partículas ocuparán los huecos dentro de la mezcla. Para comprobar la correcta homogenización de la mezcla, se suele realizar una radiografía, tal y como se explica en el apartado de procesos de finalizado. La introducción del oxidante es la fase más crítica en términos de seguridad ya que el propelente aún no es una mezcla homogénea y el perclorato de amonio en contacto con el combustible es sensible a los estímulos mecánicos. Si se produce una autoignición entre la mezcla no homogénea y la suspensión porosa, puede tener lugar una combustión que dará lugar a una explosión. A esta fase le sigue una homogenización de la mezcla diseñada para mejorar la humectación de los sólidos con el aglutinante y disminuir la viscosidad hasta el punto donde el curado se pueda realizar en buenas condiciones. Durante esta fase se pueden tomar muestras para comprobar el contenido de oxidante y la velocidad de combustión. Por último, el catalizador y el agente de curado se introducen unas decenas de minutos antes del final de la operación de mezclado. Una vez terminado el mezclado, el transporte de la lechada se realiza moviendo todo el tambor [28].

El tambor del mezclador suele tener un diámetro comprendido entre 1 y 2 metros y una altura comprendida entre 0,75 y 1,5 metros [57]. Tomando valores máximos del diámetro y altura del tambor, se obtiene un volumen de 4,71 m³ para cada tambor. Por tanto, harán falta 16 tambores para fabricar un segmento de combustible sólido del motor cohete de este proyecto puesto que cada segmento tiene un diámetro de 3,7 metros y una altura de unos 6,9 metros haciendo un volumen de 74,19 m³. En la siguiente imagen, se muestra una fotografía de un mezclador donde se pueden observar las vías en el suelo para el transporte del tambor como se dijo anteriormente.



Figura 22. Mezclador [57]

4.5 Curado.

Hay tres fases principales involucradas en el proceso de curado de propelente sólido *composite* [28]:

- Primero, el relleno de las estructuras.
- En segundo lugar, la polimerización. Esta es la fase de curado que tiene lugar en un horno o directamente en un pozo de curado si el grano es muy grande.
- En tercer lugar, desmoldeo, mecanizado cuando sea necesario y operaciones de acabado para dar al grano su aspecto final.

Normalmente, el proceso es el siguiente:

Una vez terminado el proceso de mezclado, la lechada se vierte en un molde, que suele ser la carcasa del motor cohete con la superficie interior recubierta con un revestimiento aislante en el que un mandril crea una cámara hueca por el centro de la carcasa del motor. Luego, la carcasa del motor cargada se coloca en un horno grande para curar el propelente. Durante el curado, la lechada de propelente se transforma en un material con un aspecto parecido a la goma dura.

Se utilizan dispositivos especializados, como el observado en la figura 23, para introducir el propelente en la carcasa del motor cohete mediante la creación de un vacío con una presión comprendida entre 10 y 30 mmHg, que elimina el aire a medida que el propelente se vierte en la carcasa del motor [28]. Con esto se pretende obtener una desgasificación completa de la lechada de propelente, algo necesario para la fabricación de grano sin poros. Cabe destacar que el tamaño de estos dispositivos varía con el tamaño del motor cohete, pero los principios de funcionamiento son los mismos.

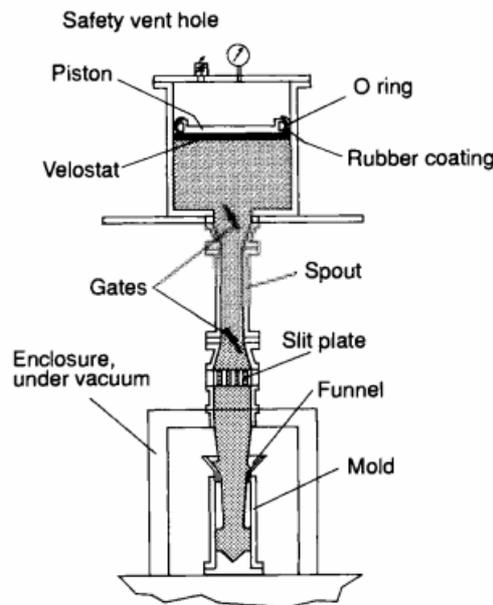


Figura 23. Proceso de colada al vacío [28].

La mezcla de propelente se vierte directamente del recipiente de mezclado, que se coloca sobre el recinto, a un embudo de fundición grande, que se adjunta al motor cohete. Una válvula grande en el cuello del embudo crea un vacío en el motor que lo aísla de las condiciones ambientales. Una vez que el embudo está lleno de propelente, se abre la válvula lentamente para permitir que el propelente fluya hacia la carcasa del motor a través de una placa ranurada, que divide la lechada en tiras durante el vaciado para asegurar una desgasificación eficiente del propulsante. La placa ranurada, tiene también la función de organizar el flujo de propelente para que caiga directamente y sea bien distribuido entre el mandril y la carcasa del motor. Debido a la diferencia de presión entre el pozo de curado y el embudo de fundición, el propelente fluye continuamente hacia la carcasa saliendo de la placa ranurada. El flujo puede tomar diferentes formas dependiendo del diseño de la placa ranurada, por ejemplo, formas de filetes o cintas de lechada que se amontonan dentro de la carcasa y se asientan con su propio peso. La selección del caudal de lechada es el resultado de una compensación entre:

- La necesidad de disponer de un flujo rápido para adaptarse a las necesidades industriales y para evitar un aumento significativo de la viscosidad debido al progreso del curado.
- La necesidad de un flujo bastante lento para permitir una desgasificación suficiente de la lechada, lo cual es necesario para una fundición de alta calidad.

Los caudales seleccionados son una función de la geometría de los segmentos de propelente sólido y varían desde varios kilogramos por minuto para segmentos pequeños hasta varios cientos de kilogramos por minuto para segmentos grandes [28].

En este proyecto, el curado del propelente de los cohetes se producirá en un pozo de fundición o curado, que es una estructura subterránea de hormigón revestida con serpentines de calentamiento [57], que elevan la temperatura durante un determinado período de tiempo que puede durar desde varias horas hasta algunos días, estando la temperatura de curado entre 40°C y 200°C. No obstante, cada propelente tiene sus condiciones de curado propias, que dependen del tipo de ligador usado, tipo de aditivo para el curado y también, de los demás ingredientes [40]. Para este proyecto, el curado se realizará durante 4 días en un pozo de curado a una temperatura de 55°C y a una presión de vacío de 10 mmHg. En la siguiente imagen, se puede observar el proceso en un pozo de curado.



Figura 24. Proceso de curado [57]

4.6 Procesos de finalizado.

Los procesos de finalizado suelen constar de un enfriamiento del propelente, un mecanizado y, por último, un test de calidad. Tras el curado, el motor cohete con el propelente es enfriado, el mandril, eliminado, y se realizan las operaciones finales de recorte o mecanizado. El mecanizado de superficies de propelente sólido generalmente se realiza mediante grandes máquinas de corte especialmente modificadas para adaptarse a los riesgos de seguridad asociados con el propelente en cuestión. Muchos de estos tipos de máquinas están construidas específicamente para el motor cohete en particular.

Los segmentos terminados suelen someterse a una radiografía para asegurar que el grano de propelente sea homogéneo, que esté adherido en todas las partes de la carcasa y libre de grietas. El equipo utilizado para estas pruebas de calidad de un lote de propelente es idéntico al usado a escala de laboratorio y se suele usar para verificar composición o para verificar la velocidad de combustión quemando pequeñas cantidades de propelente [57].

La radiografía del segmento de propelente está basada en las variaciones en la absorción de rayos X por los elementos que constituyen dicho segmento, que se traduce en diferencias de contraste en los materiales utilizados para recibir la imagen. Por ejemplo, poros o grietas poseen una baja absorción, por tanto, se mostrarán como áreas oscuras. Por otro lado, la materia extraña metálica, más absorbente, se verá como una zona más blanca. En la siguiente imagen se muestra una prueba de rayos X [28].

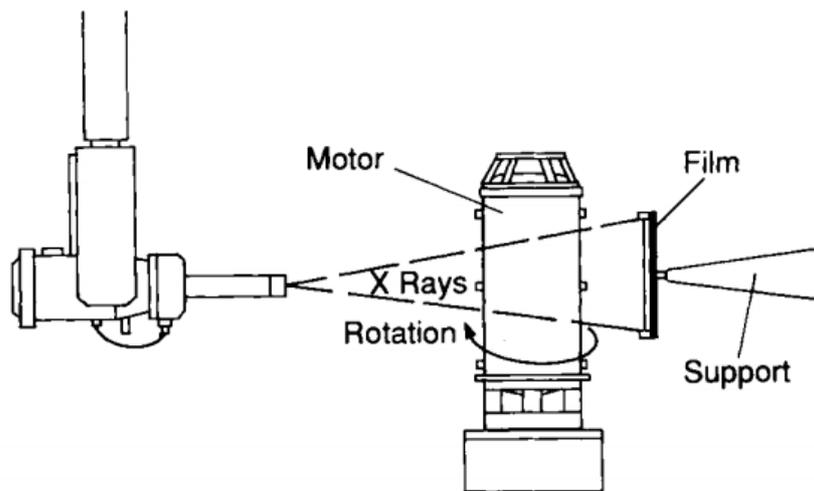


Figura 25. Diagrama de una prueba de rayos X [28].

4.7 Almacenamiento.

El almacenamiento de los segmentos del motor cohete debe tener lugar en un entorno seco y fresco con condiciones de presión, temperatura y humedad controladas. La humedad relativa debe ser menor del 10% y la temperatura de la habitación no debe superar los 50°C. Por otro lado, los segmentos también deben almacenarse en un lugar fuera del alcance directo de los rayos del sol. La exposición prolongada de los segmentos a temperaturas altas o bajas puede aumentar la tasa normal de deterioro o hacer que los segmentos sean más susceptibles a la ignición si posteriormente se manipulan incorrectamente. Además, siempre que sea posible, los segmentos deberán estar almacenados con la nariz hacia abajo para evitar que el segmento se mueva hacia alguna pared o hacia otros segmentos si se produce una combustión. Si no es posible, los segmentos deben estar apuntando en la dirección que ofrezca una menor exposición al personal y a la propiedad en caso de incendio o explosión [58].

Para la climatización de la planta se usarán fan-coils, que son dispositivos utilizados en la climatización industrial. Estos dispositivos son sistemas de climatización agua-aire, pueden generar aire frío o caliente según se alimente de agua refrigerada o agua caliente. Su funcionamiento es sencillo, disponen de un intercambiador por donde circula el agua caliente o fría y un ventilador que impulsa el aire para que circule por el intercambiador produciéndose así la termotransferencia. También poseen una unidad exterior que envía el agua a las unidades de las estancias a climatizar. Por otro lado, constan también de un filtro para eliminar partículas contaminantes en el aire antes de expulsarlo y una bandeja de condensados para recoger el agua del intercambio térmico [59].

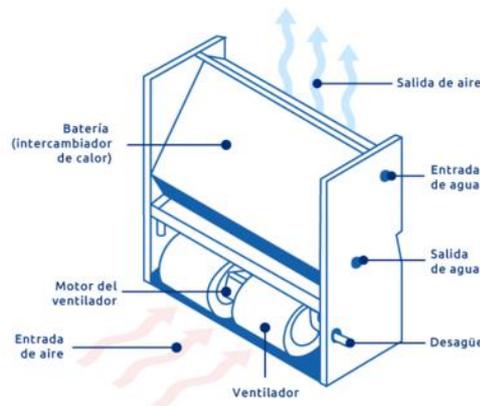


Figura 26. Fan-coil [60]

Se usarán fan-coils de dos tubos ya que permiten dar frío o calor dependiendo de las necesidades que se tengan a lo largo del año. Se usarán fan-coils tipo casete que se ubican en falsos techos.



Figura 27. Fan-coil tipo casete [58]

En cuanto a la unidad exterior, se usará una bomba de calor que permite dar agua fría o caliente a los fan-coils cuando se necesite. La bomba de calor necesitará aportar cierta potencia para cubrir las necesidades de climatización del edificio. Para ello hay que tener en cuenta la superficie del edificio y el calor sensible tanto del aire exterior como del interior del edificio (iluminación, personas y equipos). Se realizan estimaciones del calor sensible para la época de verano, ya que esta época presenta las condiciones más desfavorables. El calor sensible del aire exterior es aproximadamente 28 W/m^2 mientras que el calor sensible del edificio se puede aproximar a 100 W/m^2 . Por tanto, se tiene un calor sensible total de 128 W/m^2 . Teniendo en cuenta un factor de calor sensible de 0.8, la potencia que debe vencer la bomba de calor será de 160 W/m^2 . Como la superficie de las zonas de producción I y II es de unos 7000 m^2 cada una, se necesitará una unidad exterior capaz de proporcionar 1120 kW .

Se selecciona el primer modelo que aporte una potencia igual o superior a 1120 kW . Como no hay ninguna unidad en el catálogo, habrá que seleccionar varias. Además, la zona de oficina tiene unos 800 m^2 , por lo que para las oficinas se necesitará una unidad exterior capaz de proporcionar 128 kW . Para las zonas de producción I y II se selecciona el modelo Lennox eCOMFORT 185D, con una potencia de 181 kW , por tanto, se necesitarán 6 bombas de calor en cada zona. Cada bomba de calor de este modelo tiene un precio de 55000€ . Por otro lado, para las oficinas se selecciona el modelo Lennox eCOMFORT 140D, con una potencia de 137 kW , por lo que se necesitará una sola unidad para las oficinas con un coste de 50000€ (facilitado por LENNOX).



Figura 28. Bomba de calor [61].

Tabla 9. Características de los modelos de bombas de calor [61].

Modelo	Capacidad frigorífica (kW)	Capacidad calorífica (kW)
185D	181	174,5
140D	137	135,8

4.8 Equipos auxiliares.

4.8.1 Calderas.

Para calentar el agua que se usará como fluido caloportador en las operaciones de mezclado y en el curado se utilizarán 2 calderas industriales eléctricas de agua caliente. Para el proceso de mezclado se usará una caldera modelo GP129/3 con una potencia de 150 kW mientras que, para el curado, se usará una caldera modelo GP38/2 con una potencia de 45 kW. Este tipo de caldera permite flexibilidad en el uso con niveles de presión y temperatura bajos [62]. Entre las ventajas destacan:

- Aislamiento térmico eficaz que reduce las pérdidas por radiación.
- Compatible con todos los sistemas de quemadores.
- Mantenimiento simple.
- Sistemas de seguridad
- Certificados: CE recipientes a presión, CE baja tensión, CE compatibilidad electromagnética, RITE (España).

Tabla 10. Tipos de calderas [62].

Modelo	Potencia (kW)
GP129/3	150
GP38/2	45

El precio de la caldera modelo GP129/3 es de 22500€ mientras que el precio de la caldera modelo GP38/2 es de 11500€. [62]

4.8.2 Puente grúa.

Para mover hacia la zona de curado (zona de producción II) cada uno de los mezcladores de la zona de producción I, se usará un puente grúa birraíl que permite el movimiento de la carga en tanto en dirección horizontal como en vertical. Estas grúas están disponibles en diversas configuraciones y tienen una gran versatilidad para la incorporación de requerimientos adicionales [63].

Entre las características, destacan:

- Capacidad de hasta 120 t.
- Hasta 42 m de luz (según capacidad de carga).
- Buenas posibilidades de instalación de equipos accesorios.
- Permite altas velocidades de traslación de grúa y carro.
- Opcionalmente con funciones inteligentes de control remoto.

Se usará una grúa birraíl con 42 metros de luz. En la siguiente imagen se aprecia una grúa birraíl.



Figura 29. Puente grúa birraíl. [63]

El puente grúa puede tener una elevación de 6 a 24 metros con una velocidad de elevación comprendida entre 2,1 y 11,5 m/min. Por otro lado, tiene una velocidad de traslación de carro comprendida entre 27 y 40 m/min. El precio del puente grúa ronda los 70000€ [63]. No se ha tenido en cuenta el precio de la instalación del puente grúa por falta de información sobre precios de mano de obra y precio del proyecto de obra civil.

4.9 Diagrama de Gantt.

Un diagrama de Gantt es una herramienta gráfica en la que se representa en un diagrama de barras la duración en el tiempo de cada una de las actividades que dividen un proceso o proyecto y la relación entre las distintas actividades. El diagrama está compuesto de un eje vertical donde se representan las actividades que constituyen el trabajo que se va a ejecutar, y un eje horizontal que muestra la duración de cada una de dichas actividades.

Como se explicó en el punto 5.3, las operaciones de mezclado son muy importantes puesto que hay que introducir los diferentes componentes del propelente en un orden y con cierto tiempo. En la siguiente figura viene detallado un diagrama de Gantt para el proceso de mezclado.

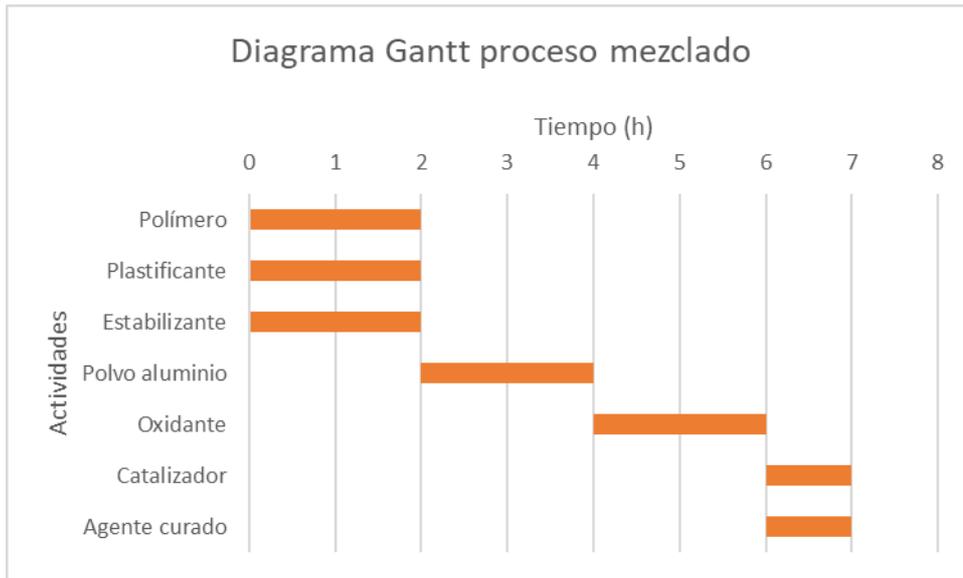


Figura 30. Diagrama Gantt proceso mezclado.

La planta estará constituida por 16 mezcladores, por tanto, para cada uno de los mezcladores se repite el mismo diagrama de la figura 30, con la diferencia de que cada mezclador comenzará a llenarse 15 minutos más tarde que su predecesor. Por otro lado, el curado tendrá una duración de 4 días y cada uno de los 16 mezcladores deberá ser vertido en la carcasa del motor cohete en intervalos de 15 minutos, así se evita que el propelente del primer mezclador comience a curarse en el pozo de curado antes de que el propelente del último mezclador se haya introducido en la carcasa del motor cohete. Esto se ve reflejado en la siguiente ilustración.

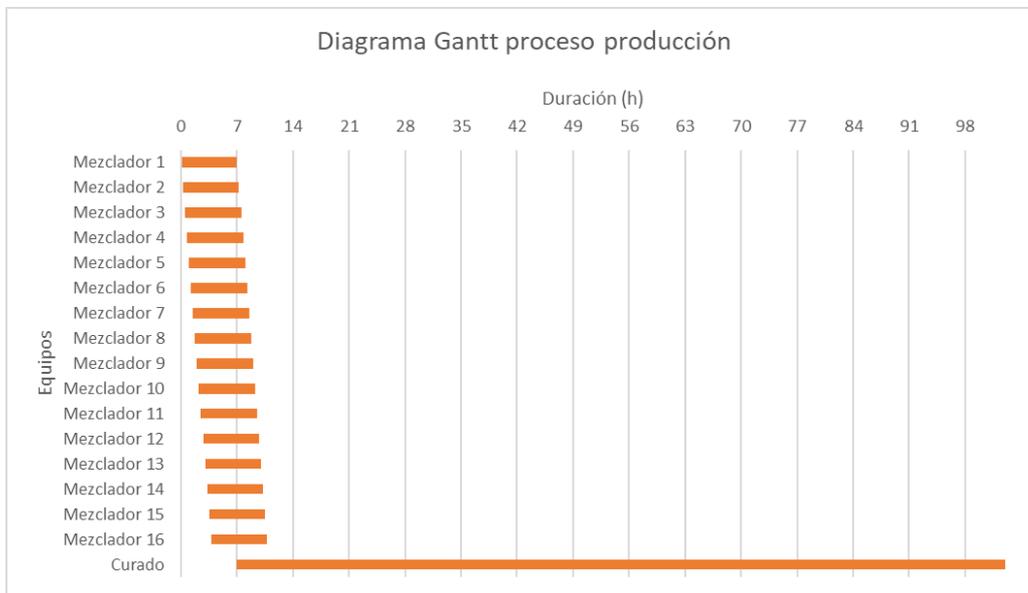


Figura 31. Diagrama Gantt proceso producción

4.10 Energía.

Para suministrar energía a la planta se realizará un contrato *Power Purchase Agreement* (PPA) de compraventa de energía a largo plazo con un desarrollador renovable. Para ello se contará con Iberdrola, empresa que cuenta con una dilatada experiencia en este sector y gestiona dichos contratos en países como Estados Unidos, Reino Unido o España. Un PPA es un acuerdo de compraventa de energía limpia a largo plazo desde un activo concreto y a un precio prefijado entre un desarrollador renovable y un consumidor. Según el último informe *Corporate Energy Market Outlook* de BloombergNEF [64], en 2020 empresas de todo el mundo compraron una cantidad récord de energía limpia a través de PPA. En total, 23,7 gigavatios (GW) de contratos de energía renovable fueron firmados por más de 130 empresas de sectores que van desde el petróleo y el gas hasta las grandes tecnologías. De esta cifra, 11,9 GW se firmaron en Estados Unidos. Iberdrola cuenta con instalaciones que producen energía verde en algunos estados de Estados Unidos como Oregón [65].

Existen diversos tipos de PPA en función del punto de inyección de la energía:

- Un PPA *Onsite* es un contrato para el suministro de energía eléctrica desde una instalación fotovoltaica montada ad hoc en las instalaciones del cliente y conectada a su red interior.
- Un PPA *Offsite* es un contrato asociado a un parque eólico o instalación de energía fotovoltaica *utility scale* conectado a la red de transporte o distribución del sistema eléctrico del país para llevar la energía desde su punto de origen al de consumo.

Para este proyecto, se contratará un PPA *Offsite* puesto que la planta va a funcionar en determinados momentos del año. Las principales ventajas de un PPA son:

- Suministro de energía limpia y trazable desde un activo concreto.
- Genera adicionalidad: gracias a la firma de un PPA se viabiliza la inversión en nuevos activos renovables que reducirán la generación de energía procedente de fuentes contaminantes.
- Energía a precio competitivo (importantes descuentos sobre el precio actual y futuro de la energía).
- Electricidad a precio estable y predecible.
- Cada producto está adaptado al perfil del cliente.

4.11 Layout

La planta tendrá una superficie de 21 000 m². En primer lugar, se encuentra la zona de recepción de las materias primas, luego en el área de producción I tienen lugar las operaciones de mezclado y las operaciones de secado y molienda del perclorato de amonio, en habitaciones separadas. En el área de producción II tiene lugar el proceso de curado del propelente. Por último, en el área de almacenamiento se llevará a cabo el test de calidad del segmento ya curado y posterior almacenamiento. Para el diseño de la planta se han tenido en cuenta diferentes aspectos [58]:

5. Las operaciones de mezclado se realizarán en un edificio exclusivo para tal fin. La introducción de componentes del propelente y posterior mezclado se hará de forma remota por motivos de seguridad.
6. El propelente sólido deteriorado debe ser envasado sumergido en agua, en recipientes que cumplan con los requisitos de 49 CFR.
7. El edificio de mezclado y el de curado deben estar diseñados para proporcionar el máximo área de ventilación coherente con la integridad estructural de la instalación.
8. El área de producción I y II estarán unidas mediante una pasarela para facilitar el transporte por grúa fija en el techo de los mezcladores hasta la zona de curado.

A continuación, se muestra el layout de la planta donde se indica con flechas la entrada de vehículos:

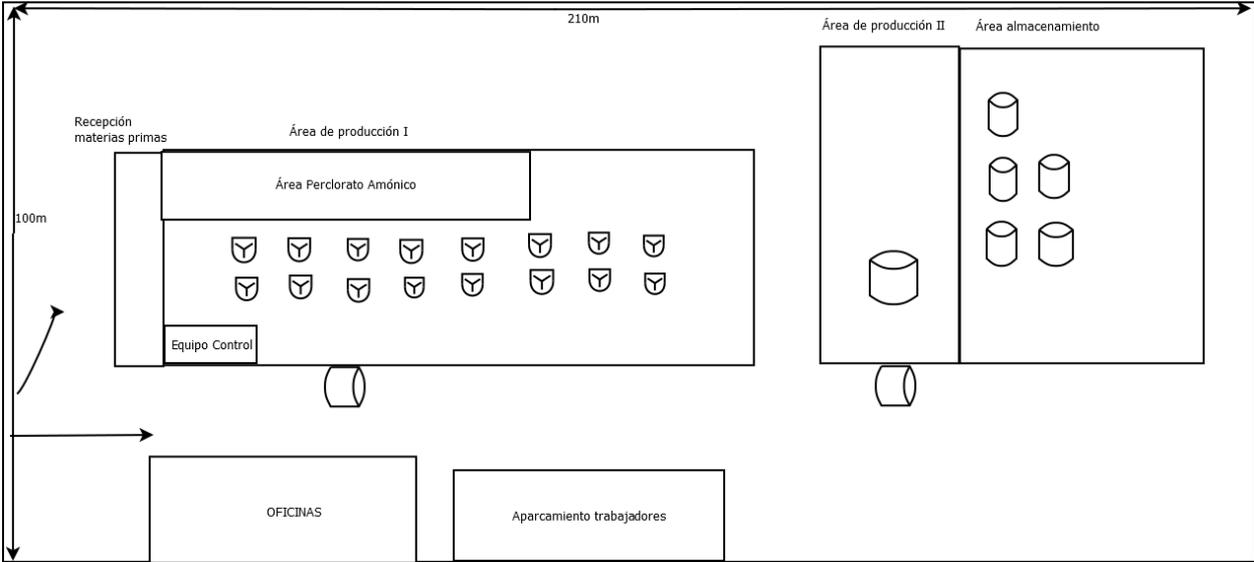


Figura 32. Layout de la planta.

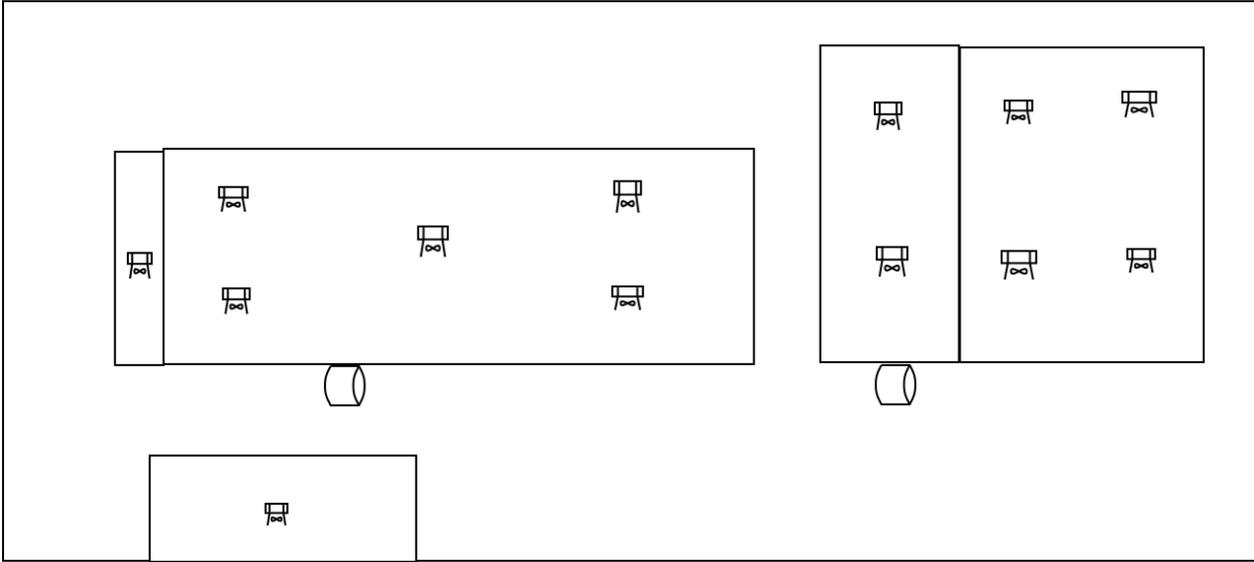


Figura 33. Layout cubiertas de la planta.

5 CÁLCULOS

En este apartado se procederá a explicar los cálculos realizados. Se han supuesto 5 campañas al año, por lo que habrá que fabricar propelente sólido para 10 motores cohete. Cada motor cohete necesita 628 225 kg de propelente sólido. Se considera un tiempo de operación de la planta de 6000 horas al año.

5.1 Balance de materia.

La producción anual de propelente sólido viene expresada por la siguiente ecuación:

$$Producción_{anual} = \frac{Producción_{Booster} \cdot N}{t_{op}}$$

Ecuación 10. Producción anual

Donde:

- N: número de *boosters* anuales.
- $Producción_{Booster}$: kilogramos de propelente en cada *booster*.
- t_{op} : tiempo de operación.

Finalmente se tiene una producción de 1047 kg/h. Lo que haría 6282 toneladas al año de combustible sólido. En la siguiente figura se muestra el PFD de la planta con los gastos másicos de las diferentes corrientes.

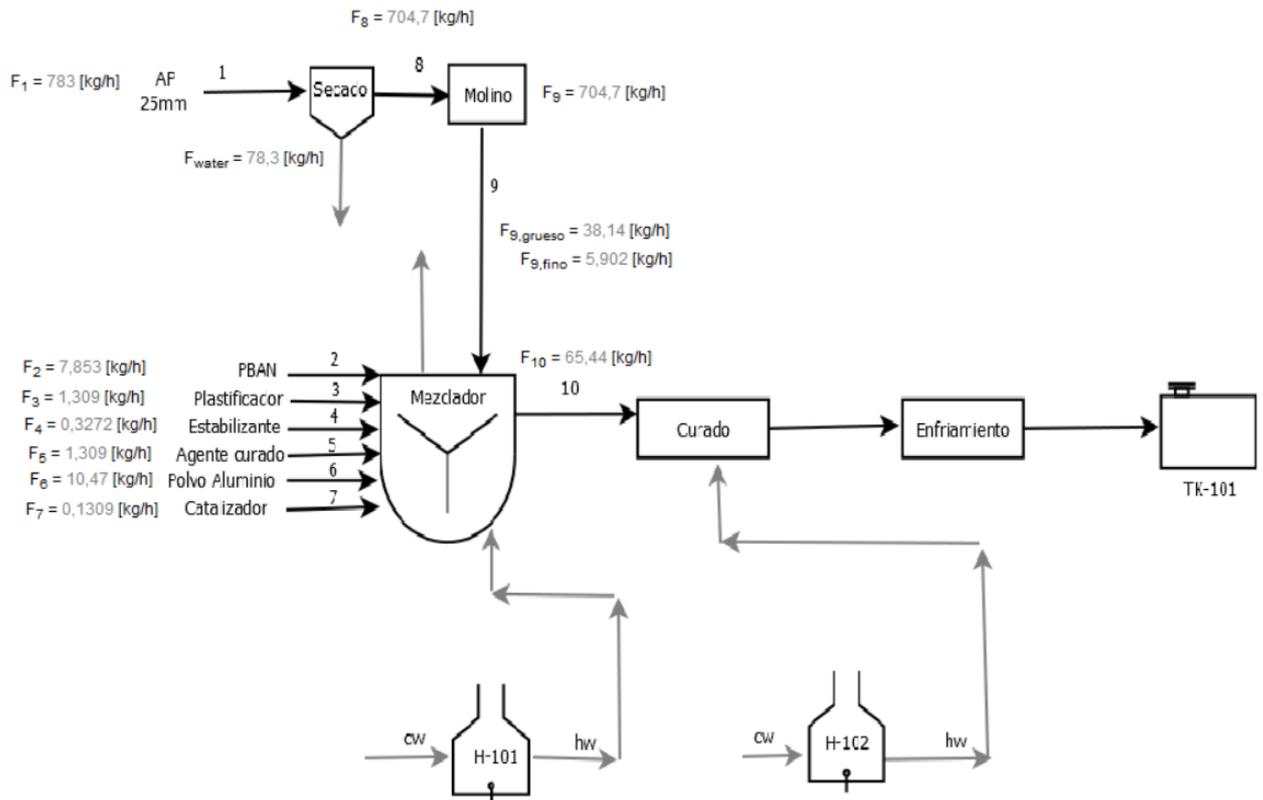


Figura 34. PFD con gastos máxicos de corrientes principales.

El propelente estará compuesto por 67,3% de AP, 12% de PBAN, 2% de BAMO/AMMO, 16% de polvo de aluminio, 0,2% de Fe_2O_3 , 2% de DOP y 0,5% de DFA. Por lo que a la entrada del proceso se tendrá la siguiente cantidad de cada compuesto:

Tabla 11. Cantidad de cada compuesto.

Componentes	Corriente	Nomenclatura	kg/h
AP	1	F1	783
PBAN	2	F2	7,8
DOP	3	F3	1,3
DFA	4	F4	0,3
BAMO/AMMO	5	F5	1,3
Al	6	F6	10,5
Fe_2O_3	7	F7	0,1

Cabe destacar que la cantidad de AP mostrada en la tabla 11 ya está corregida en términos de humedad puesto que el AP tiene una humedad nominal del 10%. Por otro lado, las corrientes de la 2 a la 7 están expresadas para cada mezclador.

En el proceso de secado, se obtiene un caudal de agua residual proveniente de la humedad del AP y un caudal de AP seco que se lleva hacia el proceso de molienda.

Tabla 12. Corrientes agua y AP seco.

Componentes	Corriente	Nomenclatura	kg/h
AP seco	8	F8	704,7
Agua	-	Fwater	78,3

Durante el proceso de molienda se obtienen dos tamaños de AP. Un AP fino con un tamaño medio de partícula de 30 μm que corresponde al 13,4% del AP seco y un AP grueso con un tamaño medio de partícula de 100 μm que corresponde al 86,6% del AP seco [66] [67]. En la siguiente tabla se muestran los porcentajes de AP fino y grueso a la salida del molino:

Tabla 13. AP fino y grueso.

Componentes	Corriente	Nomenclatura	kg/h
AP fino	9	F9fino	5,9
AP grueso	9	F9grueso	38,1

Cabe destacar que en la tabla 13, la cantidad de AP fino y grueso mostrada corresponde a un solo mezclador.

La corriente de entrada al pozo de curado (F10T) es la corriente que proviene de los 16 mezcladores, para producir un *booster*, haciendo un total de 1047 kg/h, o bien, 65,44 kg/h (F10) para cada mezclador.

5.2 Balance de energía.

En primer lugar, se procede al balance de energía en el proceso de secado. La velocidad con la que se seca un sólido en contacto con un aire en unas determinadas condiciones de temperatura y humedad depende de muchos factores y por ello es difícil predecirla. Como es esencial conocer esa velocidad para dimensionar un secadero continuo o establecer el tiempo de secado en uno discontinuo, normalmente se acude a la realización de experiencias para determinarla. La ecuación del tiempo de secado viene dada de la siguiente manera:

$$\int_0^t dt = -\frac{m_s}{A} \cdot \int_{X_1}^{X_2} \frac{dX}{w_D}$$

Ecuación 11. Tiempo de secado. [68]

Donde:

- X_1 y X_2 son el contenido de humedad del sólido en el instante inicial y final respectivamente.
- w_D es la velocidad de secado en $\text{kg/m}^2\text{s}$.
- m_s es la masa de sólido.

En un proceso de secado se pueden diferenciar dos periodos. El primero de ellos es el periodo de velocidad constante, donde la velocidad de secado se mantiene constante hasta que la humedad alcanza un valor crítico al final del primer periodo. En este tramo, la superficie del sólido está mojada con una película de agua y a medida que el agua se evapora, se repone desde el interior, por lo que la superficie de secado es constante y con ella, la velocidad de secado ya que se suponen condiciones de secado del aire constantes. El tiempo correspondiente a este periodo es:

$$t_1 = \frac{m_s}{A \cdot w_{D1}} \cdot (X_1 - X_{cr})$$

Ecuación 12. Tiempo de secado del primer periodo.

Donde:

- w_{D1} es la velocidad de secado del periodo 1, constante, $\text{kg/m}^2\text{s}$.
- X_{cr} es la humedad al final del primer periodo.

Por último, se tiene el periodo 2 donde tiene lugar un periodo de velocidad decreciente hasta alcanzar la humedad final. Este periodo se ha supuesto lineal. El tiempo correspondiente a este periodo es:

$$t_2 = \frac{m_s}{A} \cdot \int_{X_2}^{X_{cr}} \frac{dX}{w_{D2}}$$

Ecuación 13. Tiempo de secado del segundo periodo.

Donde:

- w_{D2} es la velocidad de secado del periodo 2, $\text{kg/m}^2\text{s}$.

Como la velocidad es decreciente (no constante) y depende de la velocidad del primer periodo, se puede obtener, resolviendo la integral de la ecuación 13, la siguiente expresión:

$$t_1 = \frac{m_s}{A} \cdot \frac{X_{cr} - X_2}{w_{D1} - w_{D2}} \cdot \ln \frac{w_{D1}}{w_{D2}}$$

Ecuación 14. Tiempo de secado del segundo periodo.

Para hallar los tiempos de secado se ha hecho uso del Software *EES*, donde en primer lugar, se ha llevado a cabo un proceso iterativo variando la velocidad de secado y el tiempo de secado correspondientes al primer periodo. Sabiendo la humedad al inicio y al final del primer periodo ($X_{cr}=5,5\%; X_1=10\%$), se obtiene un tiempo de secado (t_1) de 17 000 segundos y una velocidad de secado de $0,00116 \text{ kg/m}^2\text{s}$.

Tabla 14. Tabla paramétrica del periodo 1.

1..10	1	2	3	4	
	t_1 [s]	w_{D1}	$X1$	X_{cr}	
Run 1	13000	0,001111	0,1	0,0674	
Run 2	14000	0,001123	0,1	0,0645	
Run 3	15000	0,001136	0,1	0,06155	
Run 4	16000	0,001148	0,1	0,05854	
Run 5	17000	0,00116	0,1	0,05548	
Run 6	18000	0,001173	0,1	0,05236	
Run 7	19000	0,001185	0,1	0,04918	
Run 8	20000	0,001197	0,1	0,04595	
Run 9	21000	0,00121	0,1	0,04266	
Run 10	22000	0,001222	0,1	0,03932	

Por otro lado, para calcular el tiempo de secado del segundo periodo, se realiza un proceso para calcular el tiempo de secado correspondiente al segundo periodo sabiendo que la humedad final debe ser, según la bibliografía, 0,01%. Obteniéndose un valor de 21 100 segundos.

Finalmente, el tiempo de secado total corresponderá a la suma del tiempo de secado en ambos periodos. Se obtiene un tiempo de secado de 38 288 segundos, es decir, 10,8 horas.

La temperatura de evaporación tiene que ser superior a la temperatura de saturación del agua a la presión del secador. Se obtiene una temperatura de saturación (T_{sat}) de $-17,58^{\circ}\text{C}$. Por otro lado, como es un secado a vacío, la temperatura del sólido se mantiene constante, por lo que entra y sale a 25°C . La ratio de humedad es la cantidad de humedad restante respecto de la inicial. Tras el proceso de secado, el perclorato tiene una humedad nominal del 0,01% [53]. La ratio de humedad es 0,001.

Por otro lado, se tiene el proceso de mezclado. La temperatura del mezclador es de 60°C , mientras que los reactivos entran a las siguientes temperaturas:

Tabla 15. Temperaturas de los reactivos a la entrada del mezclador.

Compuesto	Tentrada ($^{\circ}\text{C}$)
AP	25
PBAN	25
BAMO/AMMO	-5
Al	25
Fe ₂ O ₃	25
DOP	25
DFA	20

La potencia necesaria para aportar al mezclador viene dada por la siguiente ecuación:

$$Q_{mez} (kW) = 1.15 \cdot F_{10} \cdot C_{pprop} \cdot \frac{T_{mez} - T_{prope}}{3600}$$

Ecuación 15. Cálculo potencia mezclador.

Donde:

- F_{10} es el caudal de salida de los mezcladores.
- C_{pprop} es la media de la capacidad calorífica específica de los componentes del propelente en el reactor.
- T_{mez} es la temperatura del mezclador, 60°C.
- T_{prope} es la temperatura de entrada del propelente al mezclador, 25°C. Cabe destacar que el cambio de temperatura apenas es apreciable puesto que los compuestos de entrada al mezclador que tienen mayor flujo másico están a la misma temperatura.

Para el cálculo de la capacidad calorífica específica del propelente utilizado en la ecuación 12, se usa la siguiente ecuación:

$$C_{pprop} = 0,7062C_{p_{AP}} + 0,126C_{p_{P_{BAN}}} + 0,1678C_{p_{Al}}$$

Ecuación 16. Cálculo capacidad calorífica específica.

La capacidad calorífica de los diferentes compuestos se ha calculado para una temperatura de 323K, haciendo uso de las siguientes tablas:

Tabla 16. Capacidad calorífica específica para el AP para diferentes temperaturas [69]

$\frac{T}{K}$	$\frac{C_{exp,m}}{R}$
10.0	0.254
20.0	1.362
30.0	2.829
40.0	4.210
50.0	5.508
60.0	6.661
70.0	7.635
80.0	8.417
90.0	9.081
100.0	9.565
110.0	10.004
120.0	10.404
130.0	10.786
140.0	11.140
150.0	11.462
160.0	11.769
170.0	12.066
180.0	12.354
190.0	12.635
200.0	12.905
210.0	13.164
220.0	13.420
230.0	13.675
240.0	13.940
250.0	14.198
260.0	14.453
270.0	14.702
280.0	14.944
290.0	15.197
300.0	15.444
310.0	15.698
320.0	15.942
330.0	16.179
340.0	16.423

Cabe destacar que las capacidades caloríficas de la tabla 16 están normalizadas, por lo que hay que multiplicar su valor por $R=8,314 \text{ J/molK}$

Por otro lado, la capacidad calorífica del polvo de aluminio a 25°C tiene un valor de $0,89 \text{ kJ/kgK}$ [70].

Tabla 17. Capacidad calorífica específica para el PBAN para diferentes temperaturas [71]

T (K)	C_p ($\text{JK}^{-1} \text{mol}^{-1}$)	$H_T^a - H_0^a$ ($\text{JK}^{-1} \text{mol}^{-1}$)	S_T^a (kJ mol^{-1})	$G_T - H_0^a$ ($\text{JK}^{-1} \text{mol}^{-1}$)
284.0	103.1	22.114	121.60	-12.420
290.0	104.2	22.736	123.77	-13.156
298.2	105.7	23.593	126.68	-14.178
300.0	106.0	23.787	127.33	-14.412
310.0	107.7	24.856	130.83	-15.703
320.0	109.5	25.942	134.28	-17.028
330.0	111.3	27.046	137.68	-18.388
340.0	113.1	28.168	141.03	-19.782
350.0	114.9	29.308	144.33	-21.209

Por otro lado, debido a que el propelente es un fluido muy viscoso, las paletas del mezclador harán que se caliente la mezcla debido a la fricción. Para facilitar los cálculos, se ha considerado que el calor de fricción es un 15% del calor total del mezclador.

Finalmente se tiene el proceso de curado, que se realiza a una presión de 0,013 bar y a una temperatura de 55°C durante 4 días. Para hallar la potencia del proceso de curado se hace uso de la siguiente ecuación:

$$Q_{curado} (kW) = F10T \cdot C_{pprop} \cdot \frac{T_{mez} - T_{curado}}{3600}$$

Ecuación 17. Cálculo potencia curado

Finalmente se obtienen las siguientes potencias térmicas:

Tabla 18. Potencias térmicas

Equipo	Potencia (kW)
Mezcladores	11,4
Caldera 1	150
Caldera 2	45
Curado	1,4
Molino	100
Secado	61,6
TOTAL	369,4

5.3 Análisis económico.

A continuación, se desarrolla el análisis económico. El propelente estará compuesto por 67,3% de AP, 12% de PBAN, 2% de BAMO/AMMO, 16% de polvo de aluminio, 0,2% de Fe₂O₃, 2% de DOP y 0,5% de DFA. El coste aproximado de las materias primas, al año, se ha aproximado a datos bibliográficos que vienen representados en la siguiente tabla [72]:

Tabla 19. Coste materias primas.

Precios mp	USD/t	Toneladas necesarias	Coste (M USD)
AP	4580	4227,9	19,4
PBAN	11111,1	753,8	8,4
Al	1500	1005,1	1,5
Catalizador	9510	12,6	0,12
Agente curado	372088,8	125,6	46,7
Plastificante	1755,5	125,6	0,22
Estabilizante	115555,5	31,4	3,6
TOTAL (M USD)			80

La planta se diseñará para una producción anual de 6282 toneladas de propelente sólido al año, teniendo un precio medio de materias primas de 12729,36 USD/t.

Para saber si la inversión es rentable se procede a calcular el VAN (Valor Actual Neto) y la TIR (Tasa Interna de Rentabilidad) partiendo de las siguientes suposiciones:

- El terreno tendrá un valor aproximado de 50 millones de dólares.
- La inversión total en capital fijo, sin coste de terreno será de 2,2 millones de dólares, donde entran los costes de los equipos.
- El capital circulante se asume 8 millones de dólares, es decir, un 10% del coste de las materias primas.
- Se asume que el coste capital (k) es del 5%.
- No se han tenido en cuenta costes variables.
- Tipo impositivo: 21% [30]
- La depreciación se supone lineal a lo largo de la vida de la planta.
- Se estima un coste total de producción sin depreciación de 0,15 millones de dólares, usando como referencia un coste de 0,0683 USD/kWh [73].
- Se estiman unas ventas anuales tras el arranque de la planta de 96 millones de dólares, tomando como precio de venta del combustible un 20% superior al precio de compra de las materias primas.
- Al final de la vida de la planta se recupera el coste del terreno y el capital circulante.

En la siguiente tabla se recopilan los precios base de los equipos usados durante el proceso, facilitados por las empresas productoras [74] [75]:

Tabla 20. Precios equipos

Equipo	Precio unitario (USD)	Unidades	Precio total (USD)
Caldera 150 kW	22500	1	22500
Caldera 45 kW	11500	1	11500
Puente grúa	70000	1	70000
Bomba calor 181 kW	55000	12	660000
Bomba calor 137 kW	50000	1	50000
Secado	50000	1	50000
Mezcladores	65000	16	1040000
Pozo curado	180000	1	180000
Molino	110000	1	110000
TOTAL (M USD)			2,2

Se calculará el VAN como se vio en la ecuación 3. Los flujos netos de caja se obtienen en la tabla 21. Para calcular el desembolso inicial se hace uso de la ecuación 4, donde el gasto se ha supuesto cero, mientras que el activo corresponde a la suma de los terrenos y capital fijo:

Tabla 21. Flujos netos de caja

AÑO	I	CP	V	D	BAI	Imp	BDI	FNC
1	52,2	0	0	0	0	0	0	-52,2
2	8	0	0	0	0	0	0	-8
3	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,7	75,7
4	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,7	75,7
5	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
6	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
7	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
8	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
9	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
10	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
11	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
12	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
13	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
14	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
15	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
16	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
17	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
18	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
19	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
20	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
21	0	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	75,7
22	58	0,15	96	0,11	95,7	20,1	75,6	133,7

En la siguiente figura, se puede observar la evolución del flujo neto de caja a lo largo de la vida de la planta:

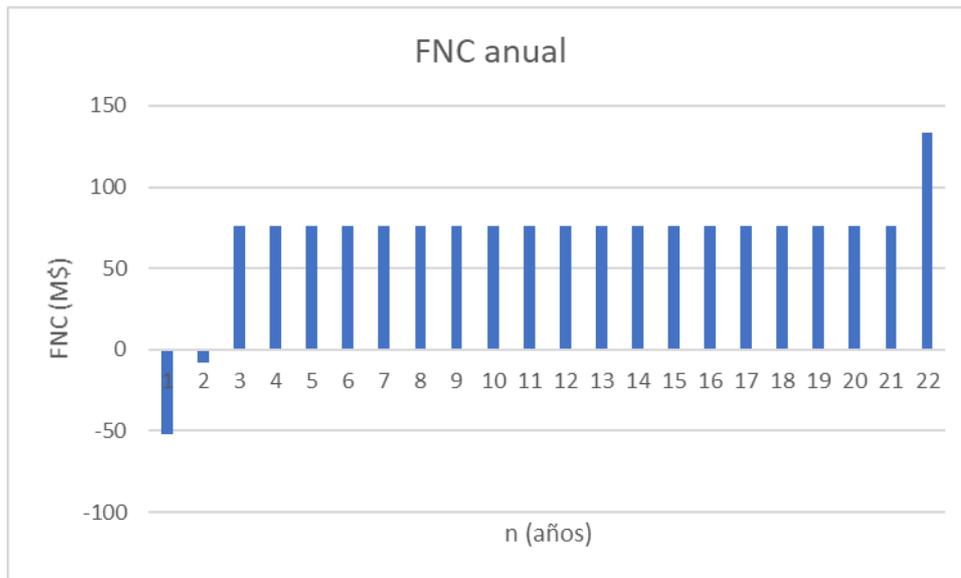


Figura 35. Evolución FNC

En la tabla 21, la inversión (I) llevada a cabo en el primer año corresponde al coste del terreno junto con una inversión de 2,2 millones de dólares en capital fijo. Por otro lado, las ventas (V) se han calculado multiplicando el precio de venta del combustible por la producción anual, mientras que los costes de producción (CP) corresponden al precio de las materias primas por la producción anual. Por otro lado, la depreciación (D) se ha calculado con la ecuación 5, el beneficio antes de impuestos (BAI) se ha calculado con la ecuación 6, el beneficio después de impuestos (BDI) se ha calculado con la ecuación 7 y los flujos netos de caja se han calculado con la ecuación 8. A continuación, se calcula la TIR igualando VAN a cero mediante la ecuación 9. Los resultados obtenidos se muestran en la siguiente tabla:

Tabla 22. Resultados

VAN	211,10 MUSD
TIR	21%

Por tanto, se puede confirmar que la inversión es rentable ya que $VAN > 0$, y $TIR > k$ y los costes reales de este apartado, superan a los costes estimados del pilar económico del criterio de sostenibilidad.

6 CONCLUSIONES

En este proyecto se ha desarrollado la ingeniería conceptual de una planta de producción y almacenamiento de propelente sólido composite para lanzaderas espaciales, en la que se han dimensionado los equipos más importantes y calculados sus consumos energéticos, los cuales dan un punto de referencia para el posterior escalado a una planta industrial. En cuanto a los criterios de sostenibilidad, se han cumplido según los indicadores establecidos, lo cual muestra la viabilidad económica, ambiental y social de la planta diseñada en el proyecto. También se han investigado las condiciones óptimas de almacenamiento y seguridad para maximizar la protección del personal, de la planta y del medio ambiente.

Dado que los resultados obtenidos han sido coherentes y viables, este proyecto puede servir como punto de partida para un futuro trabajo fin de máster, ampliando la ingeniería al detalle y optimizando las condiciones de operación y almacenamiento con algoritmos avanzados de simulación. Adicionalmente, el proyecto aborda la temática de propulsión espacial con propelentes, por lo que puede servir de referencia bibliográfica para un potencial proyecto en este ámbito.

Finalmente, como trabajo futuro se puede abordar el estudio de la combustión del propelente en el motor cohete en función de la presión, temperatura, tamaño de grano, porcentaje de catalizador y demás componentes para comprobar que verdaderamente el combustible cumple con las prestaciones requeridas. Además, se puede realizar un estudio para desarrollar un tamaño de grano óptimo para no tener efectos por difusión.

7 ANEXOS

7.1 Código EES

"BALANCE DE MATERIA"

"Datos"

Produccion_Booster=628225,474 [kg] "Kilogramos de propelente en un booster"

t_op=6000 [h]

N=10 "Número de boosters anuales"

M=16 "Número de mezcladores necesarios"

X_1=0,673/0,9 "Porcentaje de AP + agua en un booster"

X_2=0,12 "Porcentaje de PBAN en un booster"

X_3=0,02 "Porcentaje de plastificador en un booster"

X_4=0,005 "Porcentaje estabilizante en un booster"

X_5=0,02 "Porcentaje de agente de curado en un booster"

X_6=0,16 "Porcentaje de polvo aluminio en un booster"

X_7=0,002 "Porcentaje de catalizador en un booster"

humedad_AP=10 [%]

Produccion_Anual=Produccion_Booster*N/t_op "kg/h de propelente"

"Corriente salida Mezclador"

{F_10=Produccion_Booster/M}

F_10=F_2+F_3+F_4+F_5+F_6+F_7+F_9_fino+F_9_grueso "un mezclador"

F_10_T=(F_2+F_3+F_4+F_5+F_6+F_7+F_9_fino+F_9_grueso)*M "16 mezcladores"

"Cantidad de cada compuesto a la entrada del Mezclador"

F_2=X_2*Produccion_Anual/M "Kilogramos de PBAN necesarios en corriente 2"

F_3=X_3*Produccion_Anual/M "Kilogramos de plastificador necesarios en corriente 6"

F_4=X_4*Produccion_Anual/M "Kilogramos de estabilizante necesarios en corriente 7"

F_5=X_5*Produccion_Anual/M "Kilogramos de agente de curado necesarios en corriente 3"

F_6=X_6*Produccion_Anual/M "Kilogramos de aluminio necesarios en corriente 4"

F_7=X_7*Produccion_Anual/M "Kilogramos de catalizador necesarios en corriente 5"

"Secador"

F_1=X_1*Produccion_Anual "Kilogramos de AP necesarios en corriente 1"

F_8=F_1*(1-humedad_AP/100) "Kilogramos de AP seco"

F_water=F_1*humedad_AP/100 "Kilogramos de agua eliminada"

"Molino"

$$F_8 = F_9$$

$X_{AP_fino} = 0,134$ "Porcentaje de AP fino a la salida del molino, sacado de referencias bibliográficas"

$X_{AP_grueso} = 0,866$ "Porcentaje AP grueso a la salida del molino, sacado de referencias bibliográficas"

$F_{9_fino} = F_9 * X_{AP_fino} / M$ "Kilogramos de AP fino a la salida del molino"

$F_{9_grueso} = F_9 * X_{AP_grueso} / M$ "Kilogramos de AP grueso a la salida del molino"

$$\{F_9 = F_{9_fino} + F_{9_grueso}\}$$

"Balance materia mezclador"

$$\{F_{10} = F_9 + F_2 + F_3 + F_4 + F_5 + F_6 + F_7\}$$

"BALANCE DE ENERGÍA"

"Secador"

$T_{Secador} = 25$ [°C] "Bibliografía"

$P_{Secador} = 0,0013$ [bar] "Bibliografía"

$T_{AP} = 25$ [°C]

$Q_{secado} = \Delta H_{vap} * F_{water} / 3600$

$\Delta H_{vap} = 2838$ [kJ/kg]

$d_p = 25e-3$ [m]

$A = \pi * d_p^2 / 4$

$X_1 = 10/100$

$\{X_{cr} = 0,55/100\}$

$\{X_2 = 0,01/100\}$

$$t_1 = (F_1 / 3600) / (A * w_{D1}) * (X_1 - X_{cr})$$

$$t_2 = (F_1 / 3600) / A * (X_{cr} - X_2) / (w_{D1} - w_{D2}) * \ln(x)$$

$$x = w_{D1} / w_{D2}$$

$$\{w_{D1} / w_{D2} = \exp(x_1)\}$$

$$x_1 = t_2 / ((F_1 / 3600) / A * (X_{cr} - X_2) / (w_{D1} - w_{D2}))$$

$$\{w_{D2} = (X_{cr} - X_2) / (t_2 - t_1)\}$$

$$t_{sec} = t_1 + t_2$$

"Molino"

$P_{Molino} = 100$ [kW] "dato empresa fabricante"

"Caldera 1"

$Q_{caldera1} = 150$ [kW] "dato empresa fabricante"

$T_{w_e_caldera1} = 25$ [°C]

$Q_{caldera1} = m_{dot_water_c1} * cp_{w_25} * (T_{w_s_caldera1} - T_{w_e_caldera1})$

$cp_{w_25} = 4,176$ [kJ/kgK]

$m_{dot_water_c1} = 0,5$ [kg/s]

"Mezclador"

$T_{mez}=60$ [°C]
 $P_w=2$ [bar]
 $T_{PBAN}=25$ [°C]
 $T_{polvoaluminio}=25$ [°C]
 $T_{agcurado}=-5$ [°C]
 $T_{catalizador}=25$ [°C]
 $T_{plastificante}=25$ [°C]
 $T_{estabilizante}=20$ [°C]

$\{T_{prop_e}=\text{Average}(T_{AP};T_{PBAN};T_{polvoaluminio};T_{agcurado};T_{catalizador};T_{plastificante};T_{estabilizante})\}$

$T_{prop_e}=25$

$PM_{AP}=118$ [g/mol]
 $Cp_{AP_328}=16,179 \cdot 8,314/PM_{AP}$
 $Cp_{Al_328}=0,917$ [kJ/kgK]
 $Cp_{PBAN_328}=111,13E-3$ [kJ/kgK]
 $Cp_{prop}=0,7062 \cdot Cp_{AP_328}+0,126 \cdot Cp_{PBAN_328}+0,1678 \cdot Cp_{Al_328}$
 $\{Q_{mez}=F_{10} \cdot Cp_{prop} \cdot (T_{mez}-T_{prop_e})/(3600 \cdot M)\}$
 $Q_{mez}=1,15 \cdot F_{10} \cdot Cp_{prop} \cdot (T_{mez}-T_{prop_e})/(3600)$ "un mezclador"

$Q_{mez}=m_{dot_water_c1} \cdot Cp_w \cdot (T_{w_s_caldera1}-T_{w_s_mez})$
 $Cp_w=4,204$ [kJ/kgK]

$Q_{Total_mezcladores}=Q_{mez} \cdot M$ "16 mezcladores"

"Caldera 2"

$Q_{caldera2}=45$ [kW] "dato empresa fabricante"
 $T_{w_e_caldera2}=25$ [°C]

$Q_{caldera2}=m_{dot_water_c2} \cdot cp_w \cdot (T_{w_s_caldera2}-T_{w_e_caldera2})$
 $m_{dot_water_c2}=0,5$ [kg/s]

"Curado"

$T_{curado}=55$ [°C]
 $P_{curado}=0,013$ [bar]
 $P_{w_e_curado}=2$ [bar]

$Cp_w \cdot curado=Cp(\text{Water};T=\text{Average}(T_{w_s_curado};T_{w_s_caldera2});P=P_{w_e_curado})$
 $Q_{curado}=F_{10_T} \cdot Cp_{prop} \cdot (T_{mez}-T_{curado})/3600$
 $Q_{curado}=m_{dot_water_c2} \cdot Cp_w \cdot curado \cdot (T_{w_s_curado}-T_{w_s_caldera2})$

7.2 Datos equipos.

Tabla 23. Tipos de molinos

Technical data		CGS 10	CGS 16	CGS 32	CGS 50	CGS 71	CGS 100	CGS 120	CGS 150	CGS 180
Capacity factor		-	-	0.35	1	2	4	6	9	12
Air flow *	m ³ h ⁻¹	60	90	330	960	1 920	3 860	5 770	8 930	11 660
Number of milling nozzles	pcs.	3	3	3	3	3	3	4	4	4
Nozzle diameter	mm	2.1	2.6	5.0	8.5	12.0	17.0	18.0	22.4	25.6
Milling chamber **	mm	170	210	350	600	800	1 200	1 500	1 800	2 100
Classifier wheel power max.	kW	0.55	1.5	2.2	7.5	15	30	45	75	90
Max. speed	min ⁻¹	18 000	12 000	7 000	5 100	3 600	2 300	2 200	1 700	1 400
Fineness d ₉₇ ***	µm	2 - 120	2 - 120	2.5 - 70	2.5 - 80	3 - 85	3.5 - 90	4 - 90	5 - 90	5 - 90
Length (A)	mm	250	500	1 000	1 450	1 800	2 140	3 300	3 600	4 200
Depth (B)	mm	360	550	1 000	1 450	1 800	2 340	3 300	3 600	4 200
Height (C)	mm	650	800	1 575	2 270	2 880	3 930	5 000	7 000	7 700
Weight (approx.)	kg	80	160	680	1 200	3 000	5 400	12 500	24 000	29 000

* Air flow based on pressure of 8 bar (abs.) and 20°C

** outer ø

*** based on limestone (density 2.7 kg/l)

Tabla 24. Datos bombas de calor

Datos generales - Versión estándar

Compruebe la validez del certificado:
eurovent-certification.com



eCOMFORT		090S	110S	125S	110D	125D	140D	160D	185D	
Modo frío - GAC										
Capacidad frigorífica ⁽¹⁾		kW	91	106	120	105	121	137	159	181
EER ⁽¹⁾			2,98	3,15	2,95	2,80	2,90	2,95	2,95	2,91
Clase de eficiencia energética Eurovent ⁽¹⁾ Funcionamiento a carga completa			B	A	B	C	B	B	B	B
ESEER ⁽²⁾			4,37	4,00	4,00	4,42	4,00	4,13	4,19	4,00
Aplicaciones de confort	Factor de eficiencia energética estacional ⁽³⁾ SEER	GAC/ GAH	4,33/ 4,45	4,13/ 4,10	4,15/ 4,10	4,30/ 4,43	4,13/ 4,10	4,23/ 4,18	4,25/ 4,23	4,10
	Eficiencia energética estacional ⁽⁴⁾ η_{e,c}		170% / 175%	162% / 161%	163% / 161%	169% / 174%	162% / 161%	166% / 164%	167% / 166%	161%
Aplicaciones de proceso	Factor de rendimiento energético estacional ⁽⁵⁾ SEPR - Temperatura alta (7°C)	GAC/ GAH	5,45/ 5,48	5,04/ 5,05	5,06/ 5,04	5,58/ 5,64	5,00/ 4,98	5,08/ 5,05	5,15/ 5,12	5,01/ 4,98
	Factor de rendimiento energético estacional ⁽⁶⁾ SEPR - Temperatura media (-8°C)		3,56/ 3,59	3,33/ 3,36	3,38/ 3,39	3,78/ 3,83	3,39/ 3,39	3,49/ 3,48	3,54/ 3,53	3,39/ 3,39
Modo de calefacción - GAH										
Capacidad calorífica ⁽¹⁾		kW	91,2	103,4	118,1	106,3	121,1	135,8	157,2	174,5
COP ⁽¹⁾			3,01	3,03	3,0	3,12	3,02	3,12	3,06	3,0
Clase de eficiencia energética Eurovent ⁽¹⁾ Funcionamiento a carga completa			B	B	B	B	B	B	B	B
Aplicaciones de confort	Coefficiente de Rendimiento Estacional ⁽⁷⁾ SCOP		3,75	3,40	3,35	3,65	3,25	3,38	3,40	3,25
	Eficiencia energética estacional ⁽⁸⁾ η_{e,h}		147%	133%	131%	143%	127%	132%	133%	127%
	Clase de eficiencia energética estacional ⁽⁹⁾		A+							

Tabla 25. Datos calderas

Modelo	Potencia KW	Potencia kcal/h	Frente mm	Fondo mm	Altura mm	Tomas	Tanque lit	Peso Kg
GP38/2	45	38.700	940	940	1.260	1 1/2"	123	253
GP46/2	54	46.440	940	940	1.260	1 1/2"	123	262
GP51/2	60	51.600	940	940	1.260	1 1/2"	123	262
GP61/3	72	61.920	940	940	1.260	1 1/2"	123	273
GP69/3	81	69.660	940	940	1.260	1 1/2"	123	276
GP77/3	90	77.400	940	940	1.260	1 1/2"	123	277
GP87/3	102	87.720	940	940	1.260	1 1/2"	123	277
GP92/3	108	92.880	940	940	1.260	1 1/2"	123	277
GP107/5	125	107.500	940	940	1.400	2"	194	630
GP129/3	150	129.000	1.143	1.475	1.584	2 1/2"	536	516
GP172/4	200	172.000	1.143	1.475	1.846	2 1/2"	666	587
GP215/5	250	215.000	1.143	1.475	1.846	3"	578	630
GP256/6	300	256.000	1.143	1.475	1.846	3"	654	630
GP301/7	350	301.000	1.140	1.475	2.020	3"	743	730
GP344/8	400	344.000	1.140	1.475	2.172	4"	805	800
GP387/9	450	387.000	1.500	1.500	2.324	4"	880	904
GP430/10	500	430.000	1.500	1.500	2.504	4"	956	960
GP516/12	600	516.000	1.890	1.500	2.800	5"	1.100	1.300
GP645/14	750	645.000	1.900	1.500	2.744	4"	1.274	1.300

REFERENCIAS

- [1] M. A. Cabero, «La era espacial,» *electromundo*, nº 71, 2013.
- [2] O. B. George P. Sutton, «Definitions and Fundamentals,» de *Rocket Propulsion Elements*, 2001, pp. 27-44.
- [3] «Rockets and Launch Vehicles,» pp. 507-551.
- [4] NASA, «nasa.gov,» 07 08 2017. [En línea]. Available: <https://www.nasa.gov/audience/forstudents/5-8/features/nasa-knows/what-was-the-saturn-v-58.html>.
- [5] «airandspace,» [En línea]. Available: <https://airandspace.si.edu/exhibitions/space-race/online/sec300/sec384.htm>.
- [6] D. A. G. Pérez, «CARACTERIZACIÓN DE LA COMBUSTIÓN Y BALÍSTICA INTERNA DE PROPELENTES SÓLIDOS HETEROGÉNEOS BASADOS EN RESINA EPÓXICA Y NITRATO DE POTASIO PARA APLICACIONES EN MOTORES COHETE,» Universidad de Antioquia, 2016.
- [7] O. B. George P. Sutton, «Solid propellants,» de *Rocket Propulsion Elements*, John wiley & sons, INC, 2001, pp. 474-520.
- [8] J. Wilson, «nasa.gov,» 05 03 2006. [En línea]. Available: https://www.nasa.gov/returntoflight/system/system_SRB.html.
- [9] L. T. DeLuca, «Highlights of Solid Rocket Propulsion History,» Milan, 2017.
- [10] NASA, «NASA's lunar exploration program overview,» 2020.
- [11] NASA, «nasa.gov,» [En línea]. Available: <https://www.nasa.gov/exploration/systems/sls/index.html>.
- [12] *ITEM 4- Propellants*.
- [13] C. M. R. B. P. Mason, «Solid Propellants,» *Rubber Chemistry and Technology*, vol. 92, nº 1, pp. 1-24, 2019.
- [14] G. S. K. B. Jauhari Ashis, «Effect of Ammonium Perchlorate Particle Size on Flow, Ballistic and Mechanical Properties of Composite Propellant,» India, pp. 300-360.
- [15] Aldebarán Sistemas, [En línea]. Available: <https://www.ammoniumperchlorate.org/>.
- [16] M. B. S. B. B. F. Vesna Rodić, «Possibility of Aluminium/Magnesium Exchange in Composite Rocket Propellants,» *Scientific Technical Review*, vol. 68, nº 1, pp. 40-49, 2018.
- [17] N. Kubota, «Propellants and Explosives, Thermochemical Aspects of Combustion,» Alemania, 2007, p. 74.

- [18] J. Wilson, «nasa.gov,» 5 Marzo 2006. [En línea]. Available: https://www.nasa.gov/returntoflight/system/system_SRB.html.
- [19] NASA, «nasa.gov,» [En línea]. Available: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/booster_facility_sheet_2019_508.pdf.
- [20] E. R. Report, «Profiles of Government Space programs-Analisy of 60 countries and agencies,» 2014.
- [21] S. Clark, «spaceflightnow,» 30 Junio 2017. [En línea]. Available: <https://spaceflightnow.com/2017/06/30/trump-signs-order-re-creating-long-dormant-national-space-council/>.
- [22] OECD, «Measuring the Economic Impact of the Space Sector,» Saudi Arabia, 2020.
- [23] F. C. L. d. M. M. L. G. M. C. V. S. J. R. R. C. B. C. D. Tessaleno Devezas, *The struggle for space: Past and future of the space race*, 2012.
- [24] O. (forthcoming), «Handbook on Measuring the Space Economy,» Paris.
- [25] OECD, «The Space Economy in Figures: How Space Contributes to the Global Economy,» Paris, 2019.
- [26] J. M. Logsdon, «A new US approach to human spaceflight?,» Washington DC, 2011.
- [27] M. Weinzierl, «Space, the Final Economic Frontier,» *Journal of Economic Perspectives*, vol. 32, nº 2, pp. 173-192, 2018.
- [28] A. Davenas, «The Main Families and Use of Solid Propellants,» de *Solid Rocket Propulsion Technology*, Francia, pp. 329-367.
- [29] «Landandfarm.com,» [En línea]. Available: <https://www.landandfarm.com/search/Florida/Industrial-Land-for-sale/>. [Último acceso: 4 10 2021].
- [30] A. Sala, «elperiodico.com,» 5 febrero 2018. [En línea]. Available: <https://www.elperiodico.com/es/economia/20180204/el-gravamen-medio-del-beneficio-en-eeuu-es-del-22-6599565>.
- [31] J. Krois, «Onwards and upwards: Space tourism's climate costs and solutions,» *Columbia Journal of environmental law*, pp. 39-47, 2011.
- [32] J. S. A. D. K. A. M. P. N. W. C. N. Amir S. Gohardani, «Green space propulsion: Opportunities and prospects,» 2014.
- [33] B. V. V. P. L. R. M. T. C. F. Haeseler D, «Green propellant propulsion concept for space transportation and technology developments needs,» Sardinia, Italia, 2004.

- [34] Reve, «evwind.com,» 5 marzo 2020. [En línea]. Available: <https://www.evwind.com/2020/03/05/la-energia-eolica-una-alternativa-viable-para-la-industria-quimica-alimentaria-y-metalurgica/>.
- [35] J. E. H. A. D. Samuel Spector, «Beyond the biosphere: tourism, outer space, and sustainability,» 2017.
- [36] P. Collins, «Public choice economics and space policy: Realising space tourism,» de *Acta astronáutica*, 2001.
- [37] N. Bostrom, Existencial risk prevention as global priority. Global policy, 2013.
- [38] M. Wall, «space.com,» 12 Octubre 2020. [En línea]. Available: <https://www.space.com/blue-origin-new-shepard-ns-13-2nd-launch-try-webcast>.
- [39] J. Vedda, «The role of space development in globalization,» de *Societal Impacts of Spaceflight*, Washington DC, 2007, pp. 193-205.
- [40] OECD, «Space 2030: Exploring the Future os Space Applications,» 2004.
- [41] «<https://actualidad aeroespacial.com/>,» 28 Agosto 2020. [En línea]. Available: <https://actualidad aeroespacial.com/la-nasa-y-northrop-grumman-realizaran-una-nueva-prueba-del-cohete-sls/>.
- [42] Cepsa, «<https://www.cepsa.com/es/>,» 2018 Junio 14. [En línea]. Available: <https://www.cepsa.com/es/prensa/notas%E2%80%9393prensa/Cepsa-destin%C3%B3-39,6-millones-de-euros-en-mejoras-ambientales-en-Huelva>.
- [43] «un.org,» 2015. [En línea]. Available: <https://www.un.org/sustainabledevelopment/es/>.
- [44] «aenor.com,» 2020. [En línea]. Available: <https://www.aenor.com/certificacion/medio-ambiente/reglamento-emas>.
- [45] «intedya.com,» [En línea]. Available: <https://www.intedya.com/internacional/3/consultoria-sistemas-de-gestion-de-la-calidad-en-el-sector-aeroespacial-asen-9100.html>.
- [46] O. e. y. c. d. l. e. d. E. e. Miami, «Guía del estado de Florida, EEUU,» Miami, 2019.
- [47] «chemicalbook,» 2017. [En línea]. Available: https://www.chemicalbook.com/ChemicalProductProperty_EN_cb1153633.htm. [Último acceso: 29 09 2021].
- [48] C. Roth, «carloth,» 29 julio 2020. [En línea]. Available: www.carloth.de.
- [49] S. D. C. P. L. G. R. R. S. C. G. M. F. Maggi, «Iron oxide as solid propellant catalyst: A detailed characterization,» *Acta Astronautica*, vol. 158, pp. 416-424, 2019.
- [50] I. Petroquímica, «grupoidesa,» 30 mayo 2017. [En línea]. Available: www.grupoidesa.com.
- [51] C. Roth, «carloth,» 24 octubre 2016. [En línea]. Available: www.carloth.de.
- [52] N. Orbovic, Explosivos, propelentes y pirotecnia, Santiago de Chile, 2011.
- [53] S. Jena, «Modelling for vacuum drying characteristics of coconut presscake».

- [54] T. F. Senate, «flsenate.gov,» 2018. [En línea]. Available: <https://www.flsenate.gov/laws/statutes/2018/381.0065>.
- [55] H. Alpine, «Hosokawa Alpine,» [En línea]. Available: <https://www.hosokawa-alpine.com/powder-particle-processing/machines/jet-mills/afg/>.
- [56] Netzsch, «netzsch-grinding,» [En línea]. Available: <https://www.netzsch-grinding.com/es/productos-soluciones/molienda-en-via-seca/molino-jet-de-lecho-fluidizado-cgs/>.
- [57] «ITEM 5 propellant production,» de *mtr handbook*.
- [58] U. Army, «Safety manual,» 1996.
- [59] S. Palau, «solerpalau.com,» 07 06 2018. [En línea]. Available: <https://www.solerpalau.com/es-es/blog/fan-coil-ventiloconvector/>.
- [60] Preciogas, «preciogas.com,» [En línea]. Available: <https://preciogas.com/instalaciones/equipamiento/fancoil>.
- [61] Lennoxemea, «lennoxemea.com,» [En línea]. Available: <https://www.lennoxemea.com/es/product/ecolean/>.
- [62] ete, «ete.es,» [En línea]. Available: <https://ete.es/calderas-electricas/caldera-agua-110c/>.
- [63] ABUS, «abusgruas.es,» [En línea]. Available: <https://www.abusgruas.es/gruas/puentes-grua/puentes-grua-birrailes>.
- [64] V. Henze, «Corporate Clean Energy Buying Grew 18% in 2020, Despite Mountain of Adversity,» 2021.
- [65] Iberdrola, «iberdrola.com,» [En línea]. Available: <https://www.iberdrola.com/conocenos/contrato-ppa-energia>.
- [66] M. M. Sunil Jain, «Prediction of Particle Size of Ammonium Perchlorate during Pulverisation,» 2006.
- [67] A. F. Dilworth, «Development of a Process for Grinding 5 micron Ammonium Perchlorate,» Brigham city.
- [68] «CAPITULO 4 PROCESO DE SECADO,» pp. 53-73.
- [69] R. D. W. E. F. W. J. R. J. C. Brown, «The thermodynamics of perchlorates. I. Heat capacity of ND_4ClO_4 from 7 to 345 K and the analysis of heat capacities and related data of NH_4ClO_4 and ND_4ClO_4 ,» 1989.
- [70] «gchem,» [En línea]. Available: <https://gchem.cm.utexas.edu/data/section2.php?target=heat-capacities.php>.

- [71] W. A. B. W. Janusz Grebowicz, «Heat capacities of 1,4-polybutadienes,» New York, 1985.
- [72] P. T. R. Alan L. Graham, «POLLUTION BURDENS ASSOCIATED WITH LOAD/ASSEMBLE/PACK OF AN AP BASED MK-66 PIP MOTOR BY CONTINUOUS AND BATCH PROCESSING,» 1997.
- [73] A. Diaz, «statista.com,» 14 12 2020. [En línea]. Available: <https://es.statista.com/estadisticas/634027/precio-medio-al-por-menor-de-la-electricidad-estados-unidos-por-sector/>.
- [74] Netzsch, «directindustry.com,» 2021. [En línea]. Available: <https://www.directindustry.com/prod/netzsch-grinding-dispersing/product-16670-394784.html>. [Último acceso: 15 10 2021].
- [75] Haiden, «directindustry.es,» 2021. [En línea]. Available: <https://www.directindustry.es/prod/harden-machinery-ltd/product-176110-2414754.html>. [Último acceso: 15 10 2021].