



**UNIVERSIDAD DE CONCEPCIÓN  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA ELECTRICA**



# **ANÁLISIS DE CONFIABILIDAD Y SIMULACIÓN DE SISTEMA DE SOPORTE VITAL PARA MISIONES ESPACIALES DE LARGA DURACIÓN**

POR

**Patrick Marcelo Smith Delgado**

Memoria de Título presentada a la Facultad de Ingeniería de la Universidad de Concepción  
para optar al título profesional de Ingeniero Civil Biomédico.

Profesores Guía  
Esteban Pino Q.  
Alejandro López T.

Profesor Revisor  
Eduardo Wiechmann F.

Septiembre 2022  
Concepción  
(Chile)

© 2022 Patrick Marcelo Smith Delgado

© 2022 Patrick Marcelo Smith Delgado

Se autoriza la reproducción total o parcial, con fines académicos, por cualquier medio o procedimiento, incluyendo la cita bibliográfica del documento.

## Agradecimientos

A mis docentes y en especial a mi tutor por su apoyo y conocimientos brindados. A mi familia por su sacrificio y esfuerzo por darme una carrera para mi futuro. A mi abuela, que en paz descansa, por sus palabras de aliento y confianza en mí para terminar este trabajo. A mis amigos por acompañarme en este proceso universitario. A mi novia, compañera de vida, por creer en mi capacidad y lograr que mis sueños se hagan realidad, y a mi hija peluda por acompañarme en las noches de trabajo.

Le dedico también este texto a todos los astronautas que dieron sus vidas en la carrera espacial: Laika, Valentín Bondarenko, Gus Grissom, Ed White, Roger Chaffee, Vladímir Komarov, Gueorgui Dobrovolski, Viktor Patsayev, Vladislav Vólkov, Francis Scobee, Michael Smith, Ronald McNair, Ellison Onizuka, Gregory Jarvis, Judith Resnik, Christa McAuliffe, Rick Husband, William McCool, Michael Anderson, Ilan Ramon, Kalpana Chawla, David Brown y Laurel Clark. Para que la historia no se repita...

## Resumen

Los viajes espaciales tripulados van en crecimiento y se prevé el retorno de los humanos a la Luna con la intención de establecer un asentamiento permanente o un proyecto más ambicioso que consistiría en preparar un viaje tripulado a Marte. En la exploración del espacio, un sistema de soporte vital es un grupo de dispositivos que permiten a un ser humano sobrevivir en el espacio. En un viaje tripulado de larga duración no se puede reabastecer el oxígeno, el agua o la comida desde la Tierra como se realiza actualmente en la Estación Espacial Internacional. Es por esto que se propone modelar un sistema de soporte vital que permita reciclar al máximo los recursos líquidos y gaseosos, considerando su confiabilidad, para hacer posible una estancia más prolongada.

En este informe se presenta una propuesta de modelo en donde se realizan simulaciones y análisis de confiabilidad del sistema completo, considerando todos los componentes necesarios para mantener la vida (generación de oxígeno, revitalización del aire y revitalización del agua), cantidad de repuestos y cantidad de recursos en los tanques (oxígeno, hidrógeno y agua). Finalmente se realiza un estudio de masa equivalente del sistema y se compara con el modelo de la Estación Espacial Internacional. Para el análisis de confiabilidad se realizan simulaciones dinámicas estocásticas mediante el Método de Montecarlo, con tiempos de fallos y reparaciones aleatorios. En los resultados se logra una confiabilidad de 0.99974 al término de la misión (de 919 días para una tripulación de 6 personas) con una configuración de redundancia tal que se obtiene una tasa de fallos (con imposibilidad de reparación dado al agotamiento de repuestos) máxima dentro del periodo de la misión de 1 cada 10000 simulaciones por componente, con un sistema de soporte vital de emergencia.

Aumentar la cantidad de repuestos no necesariamente aumenta la confiabilidad si no se cuenta con un buen sistema de respaldo que sea capaz de mantener con vida a los astronautas cuando ocurren fallos y una gestión eficiente de recursos. Es de vital importancia universalizar o compatibilizar lo más posible las partes del sistema para lograr así disminuir la cantidad de repuestos exclusivos por componentes, aumentar la confiabilidad y disminuir los repuestos en general. Se concluye que el sistema de soporte vital modelado logra una confiabilidad superior al modelo de la Estación Espacial Internacional al término de la misión, funcionando en lazo cerrado y aislado de cualquier reabastecimiento, logrando también un bajo costo estimado en masa equivalente del sistema en comparación con el modelo de la Estación Espacial Internacional. Los sistemas de soporte vital para misiones espaciales de larga duración es un área que está iniciando y está en pleno desarrollo. Es por

esto que existe una gran necesidad de investigación, análisis y experimentación para lograr el objetivo de alcanzar Marte en una misión tripulada para la próxima década.

## Abstract

Manned space travel is on the rise and there are plans to return humans to the Moon to establish a permanent settlement or a more ambitious project to prepare for a journey to Mars. In space exploration, a life support system is a group of devices that enable a human being to survive in space. In a long duration mission, it is not possible to resupply oxygen, water or food from Earth as currently on the International Space Station. Thus, the need to design a life support system that allows the maximum recycling of liquid and gaseous resources, and their reliability, to make possible a more extended stay.

This report presents a model where a reliability analysis of the complete system is performed, considering all the necessary components to maintain life (oxygen generation, air revitalization and water revitalization), amount of spare parts and amount of resources in the tanks (oxygen, hydrogen and water). Finally, a study of Equivalent System Mass is performed, comparing it with that of the International Space Station. For the reliability analysis, stochastic dynamic simulations are performed using the Monte Carlo Method, with random failure and repair times. The results show a reliability of 0.99974 at the end of the mission (919 days for a crew of 6 people) with a redundancy configuration such as to obtain a maximum failure rate (with impossibility of repair due to the exhaustion of spare parts) is obtained within the mission period of 1 per 10,000 simulations per component, with an emergency life support system.

Increasing the number of spare parts does not necessarily increase reliability without a sound backup system capable of keeping astronauts alive when failures occur and efficient resource management. It is vital to universalize or make the parts of the system as compatible as possible in order to reduce the number of exclusive spare parts per component, increase reliability and reduce spare parts in general. It is concluded that the modeled life support system achieves higher reliability than the International Space Station model at the end of the mission, operating in a closed loop and isolated from any resupply, also achieving a low estimated cost in equivalent mass of the system compared to the International Space Station model. Life support systems for long duration missions is an area that is just starting and is in full development. This is why there is a great need for research, analysis and experimentation to achieve the goal of reaching Mars on a crewed mission within the next decade.

# Tabla de Contenidos

<b>LISTA DE TABLAS .....</b>	<b>IX</b>
<b>LISTA DE FIGURAS .....</b>	<b>X</b>
<b>ABREVIACIONES .....</b>	<b>XI</b>
<b>CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN .....</b>	<b>1</b>
1.1. INTRODUCCIÓN GENERAL .....	1
1.2. OBJETIVOS .....	2
1.2.1 <i>Objetivo General</i> .....	2
1.2.2 <i>Objetivos Específicos</i> .....	2
1.3. ALCANCES Y LIMITACIONES .....	2
1.4. METODOLOGÍA .....	3
<b>CAPÍTULO 2. MARCO TEÓRICO .....</b>	<b>4</b>
2.1. INTRODUCCIÓN .....	4
2.2. SISTEMAS Y COMPONENTES .....	4
2.2.1 <i>Bases de un ECLSS</i> .....	4
2.2.2 <i>Necesidades Humanas y Balance de Efluentes</i> .....	4
2.2.3 <i>Requerimientos de un ECLSS de Larga Duración</i> .....	5
2.2.4 <i>Selección de tecnologías</i> .....	5
2.3. CONFIABILIDAD .....	7
2.3.1 <i>Índices de Confiabilidad</i> .....	7
2.3.2 <i>Análisis de Confiabilidad de un ECLSS de Larga Duración</i> .....	8
2.4. MASA EQUIVALENTE DEL SISTEMA .....	12
2.5. DISCUSIÓN .....	13
<b>CAPÍTULO 3. MODELO POR COMPONENTE Y ANÁLISIS INDIVIDUAL .....</b>	<b>14</b>
3.1. INTRODUCCIÓN .....	14
3.2. ELECTRÓLISIS DEL AGUA DE POLÍMERO SÓLIDO (SPWE) .....	14
3.2.1 <i>Datos de Confiabilidad de un SPWE</i> .....	14
3.2.2 <i>Tiempos de Fallo Estimados por Partes</i> .....	15
3.2.3 <i>Tiempos de Reparación Estimados por Partes</i> .....	15
3.3. SIMULACIONES .....	17
3.3.1 <i>Simulación del SPWE Sin Fallos</i> .....	18
3.3.2 <i>Simulación del SPWE con Fallos Sin Reparaciones</i> .....	19
3.3.3 <i>Simulación del SPWE con Fallos y Reparaciones</i> .....	20
3.3.4 <i>Simulación del SPWE con Fallos, Reparaciones y ECLSS de Emergencia</i> .....	28
3.4. COMPARACIÓN DE CONFIABILIDAD .....	30
3.5. DISCUSIÓN .....	30
<b>CAPÍTULO 4. INTEGRACIÓN DE COMPONENTES Y ANÁLISIS DE CONFIABILIDAD .....</b>	<b>32</b>
4.1. INTRODUCCIÓN .....	32
4.2. OBTENCIÓN DE MODELOS POR COMPONENTE .....	32
4.3. INTEGRACIÓN DE LOS MODELOS Y TANQUES .....	33
4.4. SIMULACIÓN .....	34
4.5. RESULTADOS .....	35
4.6. DISCUSIÓN .....	39
<b>CAPÍTULO 5. MASA EQUIVALENTE DEL SISTEMA .....</b>	<b>41</b>
5.1. INTRODUCCIÓN .....	41
5.2. VALORES DEFINIDOS Y FACTORES DE EQUIVALENCIA .....	41
5.2.1 <i>Factores de Equivalencia</i> .....	41

5.2.2	<i>Configuraciones Iniciales</i> .....	41
5.2.3	<i>Masa calculada por componente</i> .....	42
5.3.	RESULTADOS .....	44
5.4.	DISCUSIÓN .....	45
<b>CAPÍTULO 6. CONCLUSIONES .....</b>		<b>46</b>
6.1.	DISCUSIÓN .....	46
6.2.	CONCLUSIONES .....	47
6.3.	TRABAJO FUTURO.....	48
<b>CAPÍTULO 7. BIBLIOGRAFÍA .....</b>		<b>49</b>
<b>ANEXO A.</b>	<b>EJEMPLOS DE REPORTES EN LA SIMULACIÓN.....</b>	<b>52</b>
<b>ANEXO B.</b>	<b>CANTIDAD SELECCIONADA DE REPUESTOS POR COMPONENTE Y SU CONFIABILIDAD ORIGINAL .....</b>	<b>54</b>
<b>ANEXO C.</b>	<b>CONFIABILIDAD RESULTANTE CON REPUESTOS .....</b>	<b>57</b>
<b>ANEXO D.</b>	<b>ENTRADAS Y SALIDAS POR SUBSISTEMA .....</b>	<b>57</b>



# Lista de Tablas

Tabla 3.1 Data de confiabilidad oxígeno generado por electrólisis [13].	15
Tabla 3.2 Cantidad de repuestos seleccionados del SPWE con sus respectivos detalles de fallos fuera y dentro del EoM en 10,000 simulaciones.	28
Tabla 3.3 Comparación de confiabilidad de las simulaciones del componente SPWE.	30
Tabla 4.1 Causas de pérdida de tripulación en 10000 simulaciones del sistema completo.	35
Tabla 5.1 Factores de Equivalencia ESM [28].	41
Tabla 5.2 Configuración inicial en la ISS y en el Modelo.	42
Tabla 5.3 Datos intrínsecos componentes ISS.	42
Tabla 5.4 Datos intrínsecos componentes Modelo.	43
Tabla 5.5 OGS, Masa y Volumen Repuestos ISS.	43
Tabla 5.6 OGS, Masa y Volumen Repuestos Modelo.	43
Tabla 5.7 Masa, volumen y consumibles de los tanques de la ISS y del Modelo.	44
Tabla 5.8 ESM ISS y Modelo con porcentaje que ocupan del total del modelo.	45
<b>Anexo B</b>	
Tabla B.1 Cantidad de repuestos seleccionados del SPWE con sus respectivos detalles de confiabilidad original.	54
Tabla B.2 Cantidad de repuestos seleccionados del 4BMS con sus respectivos detalles de confiabilidad original.	54
Tabla B.3 Cantidad de repuestos seleccionados del VCD con sus respectivos detalles de confiabilidad original.	55
Tabla B.4 Cantidad de repuestos seleccionados del MF con sus respectivos detalles de confiabilidad original.	55
Tabla B.5 Cantidad de repuestos seleccionados del SR con sus respectivos detalles de confiabilidad original.	56
Tabla B.6 Cantidad de repuestos seleccionados del PYRO con sus respectivos detalles de confiabilidad original.	56
<b>Anexo C</b>	
Tabla C.1 Confiabilidad resultante por componente con selección de repuestos final.	57
<b>Anexo D</b>	
Tabla D.1 Entradas y salidas por subsistema para 6 tripulantes en una misión a Marte de 919 días.	57

## Lista de Figuras

Figura 2.1 Necesidades Humanas y Balance de Efluentes diarios [9] .....	5
Figura 2.2 Relación gráfica en el tiempo entre MTTF, MTTR y MTBF .....	7
Figura 2.3 Gráficos distribución de Weibull por Forma y Escala [17] .....	9
Figura 2.4 Función de Densidad de Probabilidad Acumulada estimada por Kaplan-Meier y Weibull.....	10
Figura 2.5 Confiabilidad estimada por Kaplan Meier (izquierda) y aumento en su porción inicial con sus puntos empíricos (derecha).....	11
Figura 2.6 Comparativa de Confiabilidad estimada por Weibull y Kaplan Meier sin escalonar (izquierda) y aumento en su porción inicial (derecha).....	12
Figura 3.1 Función de densidad de probabilidad de reparación en el tiempo .....	16
Figura 3.2 Perfil típico de misión de larga estancia en Marte [1] .....	18
Figura 3.3 Nivel de oxígeno en el tanque durante el tiempo de la misión (sin fallos) .....	18
Figura 3.4 Confiabilidad del SPWE en el tiempo con fallos sin reparaciones hasta 1000 días.....	19
Figura 3.5 Reporte de las 3000 simulaciones del SPWE con fallos sin reparaciones .....	20
Figura 3.6 Ventana de comandos de Matlab con reporte final del SPWE con 1 repuesto .....	20
Figura 3.7 Función de densidad de probabilidad ajustada por Weibull de 3000 simulaciones del SPWE con fallos y reparaciones con 1 repuesto por parte .....	21
Figura 3.8 Función de densidad acumulativa ajustada por Weibull de 3000 simulaciones del SPWE con fallos y reparaciones con 1 repuesto por parte .....	22
Figura 3.9 Confiabilidad del SPWE con fallos y reparaciones con 1 repuesto por parte hasta los 1000 días .....	22
Figura 3.10 Porcentaje de OTTR y confiabilidad del SPWE con 1 repuesto por parte vs la cantidad de oxígeno inicial en el tanque .....	23
Figura 3.11 Cantidad de oxígeno en el tanque durante el tiempo de la misión con oxígeno inicial aumentado .....	24
Figura 3.12 Confiabilidad del sistema con fallos sin reparaciones hasta los 1000 días, con oxígeno inicial aumentado ..	24
Figura 3.13 Confiabilidad del SPWE con fallos y reparaciones con 1 repuesto por parte hasta los 1000 días, con oxígeno inicial aumentado .....	25
Figura 3.14 Ventana de comandos de Matlab con reporte final de 3000 simulaciones del SPWE con fallos y reparaciones con 1 repuestos por parte del componente, con oxígeno inicial aumentado .....	25
Figura 3.15 Confiabilidad del SPWE con fallos y reparaciones con 2 repuestos por parte hasta los 1000 días, con oxígeno inicial aumentado .....	26
Figura 3.16 Ventana de comandos de Matlab con reporte final de 3000 simulaciones del SPWE con fallos y reparaciones con 2 repuestos por parte del componente, con oxígeno inicial aumentado .....	26
Figura 3.17 Confiabilidad del SPWE en el tiempo considerando redundancia mínima necesaria, con reparaciones instantáneas .....	28
Figura 3.18 Ventana de comandos de Matlab con reporte de confiabilidad, con redundancia mínima necesaria y sistema de emergencia. ....	29
Figura 3.19 Confiabilidad del SPWE en el tiempo, con redundancia mínima necesaria y sistema de emergencia .....	30
Figura 4.1 Esquemático de Componentes, Módulos, Tanques y Sistema de Emergencia .....	33
Figura 4.2 Confiabilidad en el tiempo del sistema completo .....	35
Figura 4.3 Ventana de comandos de Matlab con reporte de confiabilidad de 10000 simulaciones del sistema completo.	36
Figura 4.4 Cantidad de hidrógeno en el tanque en el tiempo .....	36
Figura 4.5 Cantidad de agua en el tanque en el tiempo.....	37
Figura 4.6 Cantidad de agua en el tanque en el tiempo con aumento .....	38
Figura 4.7 Cantidad de oxígeno en el tanque en el tiempo .....	39
Figura 4.8 Horas de toxicidad de CO2 en el tiempo (izquierda) y su aumento en porción central (derecha) .....	39

# Abreviaciones

## Mayúsculas

4BMS	: Tamiz Molecular de 4 Camas (traducido al español del inglés, <i>Four Bed Molecular Sieve</i> )
ECLSS	: Control Ambiental y Sistema de Soporte Vital (traducido al español del inglés, <i>Environmental Control and Life Support System</i> ).
EFT	: Tiempo de Falla Estimado (traducido al español del inglés, <i>Estimated Failure Time</i> ).
EoM	: Término de la Misión (traducido al español del inglés, <i>End of Mission</i> ).
ERT	: Tiempo de Reparación Estimado (traducido al español del inglés, <i>Estimated Repair Time</i> ).
ESA	: Agencia Espacial Europea (traducido al español del inglés, <i>European Space Agency</i> ).
ESM	: Sistema de Masa Equivalente (traducido al español del inglés, <i>Equivalent System Mass</i> ).
FDP	: Función de Densidad de Probabilidad.
FDPA	: Función de Densidad de Probabilidad Acumulada.
ISS	: Estación Espacial Internacional (traducido al español del inglés, <i>International Space Station</i> ).
NASA	: Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio (traducido al español del inglés, <i>National Aeronautics and Space Administration</i> ).
MF	: Multi Filtración (traducido al español del inglés, <i>Multifiltration</i> ).
MTTF	: Tiempo Medio Hasta el Fallo (traducido al español del inglés, <i>Mean Time To Failure</i> ).
MTTR	: Tiempo Medio Para Reparar (traducido al español del inglés, <i>Mean Time To Repair</i> ).
LoC	: Pérdida de Tripulación (traducido al español del inglés, <i>Loss of Crew</i> ).
LoC(EoM)	: Pérdidas de Tripulación hasta el tiempo de Término de la Misión (traducido al español del inglés, <i>Loss of Crew until the End of the Mission</i> ).
OGA	: Conjunto de Generación de Oxígeno (traducido al español del inglés, <i>Oxygen Generation Assembly</i> ).
OTTR	: Fuera de tiempo para reparar (traducido al español del inglés, <i>Out of Time To Repair</i> ).
PEM	: Membrana de electrolito de polímero (traducido al español del inglés, <i>Polymer Electrolyte Membrane</i> ).
PYRO	: Pirólisis (traducido al español del inglés, <i>Pyrolysis</i> ).
R(EoM)	: Confiabilidad al tiempo de Término de la Misión (traducido al español del inglés, <i>Reliability at the End of the Mission</i> ).
SPE	: Electrolito de Polímero Sólido (traducido al español del inglés, <i>Solid Polymer Electrolyte</i> ).
SPWE	: Electrólisis del Agua de Polímero Sólido (traducido al español del inglés, <i>Solid Polymer Water Electrolysis</i> ).
SR	: Reacción de Sabatier (traducido al español del inglés, <i>Sabatier Reaction</i> ).
VCD	: Destilación por Compresión de Vapor (traducido al español del inglés, <i>Vapor Compression Distillation</i> ).

**Minúsculas**

- s.d. : Desviación Estándar (traducido al español del inglés, *Standard Deviation*).
- m. : Media Aritmética.
- t. : Tiempo.

# Capítulo 1. Introducción

---

## 1.1. Introducción General

En la exploración humana, siempre el patrón ha sido el mismo: explorar, comprender, elegir y luego quizás ir y establecerse en algún momento posterior. La historia de la exploración espacial va siguiendo el mismo patrón, en donde ya se tiene fecha para volver a la Luna de forma permanente y se prevé también el primer viaje tripulado a Marte, en donde por limitaciones fisiológicas y otras consideraciones, como los preparativos de la nave para el retorno y las tareas a realizar en Marte, este primer viaje sería de larga estancia (15 meses en el planeta, con una duración total de la misión de 2 años y medio) [1].

Basándose en esta suposición, en este trabajo se propone modelar un sistema de control ambiental y soporte vital (ECLSS, del inglés *Environmental Control and Life Support System*) para la primera o las primeras misiones tripuladas a Marte que consiste en un ECLSS de larga duración, en donde se necesita reaprovechar al máximo todos los recursos del hábitat para sobrevivir, desde el aire hasta los desechos orgánicos [2].

El astronauta Chris Hadfield señala que “Parte de la razón por la que aún no hemos ido a Marte es que nuestras naves espaciales no están listas. No estamos seguros de tener la protección radiológica. No estamos seguros de que nuestro sistema de soporte vital sea lo suficientemente confiable. ¿Podemos reciclar el agua? ¿Podemos reciclar el oxígeno? ¿Podemos realmente construir una nave que tenga una buena probabilidad de llevar a una tripulación de manera segura hasta Marte y hasta la superficie?” [3].

Actualmente el hábitat más popular que realiza la función de reciclar el aire y el agua es la Estación Espacial Internacional (ISS, del inglés *International Space Station*) [4]. El problema del ECLSS de la nave es que aún está lejos de una larga durabilidad en el tiempo (debido a que fue diseñado para funcionar en órbita baja [5]) y los recursos se reabastecen cada 6 meses [6] volviéndose prohibitivo usarse para una misión a Marte puesto que sería muy costoso para una misión de más de 2 años y riesgoso por la imposibilidad de reabastecimiento.

## 1.2. Objetivos

### 1.2.1 Objetivo General

Modelar un sistema de soporte vital con una confiabilidad mayor a 0.999 para viajes espaciales tripulados de larga duración (919 días) que permita mantener vivos y saludables a los astronautas durante una misión a Marte, con niveles adecuados de agua y oxígeno, y bajos niveles de dióxido de carbono.

### 1.2.2 Objetivos Específicos

- Determinar los parámetros y componentes necesarios para mantener la vida en un ECLSS.
- Modelar un ECLSS de lazo cerrado.
- Obtener los modelos matemáticos del ECLSS simulando una misión a Marte.
- Evaluar la confiabilidad del sistema en base a misión de 919 días.
- Evaluar la masa equivalente del sistema.

## 1.3. Alcances y Limitaciones

Se desarrolla un modelo de sistema de soporte vital confiable y seguro capaz de funcionar durante un periodo prolongado (2 años y medio aproximadamente) en lazo cerrado y aislado de cualquier reabastecimiento. En ello se investiga y se selecciona la tecnología disponible a usar, se analiza la sensibilidad del sistema, se selecciona la cantidad de repuestos y se simulan los resultados.

Dentro de todos los subsistemas de un ECLSS, este trabajo se enfoca en la generación de oxígeno, remoción y reducción de CO<sub>2</sub>, revitalización del agua, y gestión de residuos líquidos y gaseosos, junto al análisis de Masa Equivalente del Sistema (ESM, del inglés *Equivalent System Mass*).

Una de las limitaciones es la dificultad de probar el proyecto en físico para realizar las respectivas pruebas del sistema debido al costo y el tiempo que se requeriría para validarlo. Otra limitación es la poca literatura existente acerca de confiabilidad con datos robustos de ECLSS y lo que existe no es actual. Esto puede ser debido a que la ISS es lo único que existe en funcionamiento para experimentar *in situ* además que la experimentación en la Tierra igualmente es costosa y de gran complejidad en estos sistemas.

## 1.4. Metodología

Se realiza un estudio bibliográfico sobre las bases y avances en los sistemas de soporte vital y también se analizan experimentos en la ISS para investigar alternativas viables. Luego que se selecciona la tecnología se realiza un modelo del sistema describiendo los parámetros necesarios para la simulación.

El modelo se obtiene de la integración de los componentes seleccionados, en donde por cada componente se analiza la confiabilidad del sistema mediante simulaciones usando el Método de Montecarlo y el *software* Matlab [7]. Luego se realiza el análisis de sensibilidad y de confiabilidad del sistema completo usando la misma metodología. Finalmente se realiza un análisis comparativo del modelo con la ISS y un estudio de la masa equivalente del sistema.

## **Capítulo 2. Marco Teórico**

---

### **2.1. Introducción**

En este capítulo se presentan las investigaciones que permiten conocer las bases del funcionamiento de un ECLSS y los enfoques que se necesita para modelar un ECLSS de larga duración. El capítulo se divide en Sistemas y Componentes, Confiabilidad, Masa Equivalente del Sistema, y Discusión.

### **2.2. Sistemas y Componentes**

#### **2.2.1 Bases de un ECLSS**

A medida que avanza la carrera espacial se busca realizar misiones cada vez más ambiciosas, de muy larga duración, que requiere un ECLSS con el máximo lazo cerrado de masa para reciclar todos los residuos posibles (como el aire exhalado, orina, sólidos, transpiración, etc) y para alimentarse la comida debe crecer de los residuos orgánicos.

El objetivo es acercarse lo más posible a la biósfera de la Tierra y hacer más con menos. Esto significa que el sistema debe ser más confiable, capaz y eficiente que tecnologías pasadas para reducir el uso de objetos gastables de suministro (OGS), minimizar la masa, volumen, consumo de energía y el costo de un ECLSS al tiempo que se garantiza un funcionamiento seguro [8]. En síntesis, obtener el máximo rendimiento con los mínimos recursos.

#### **2.2.2 Necesidades Humanas y Balance de Efluentes**

Para la simulación de un ECLSS es fundamental conocer y cuantificar lo que consume un ser humano por día junto a sus efluentes, de forma de poder cumplir con sus necesidades a la par de reaprovechar al máximo los efluentes para volver a serlos útiles. En la Figura 2.1 se presentan el balance de masa diario con los valores nominales de las necesidades y efluentes de un astronauta de 82 kg.



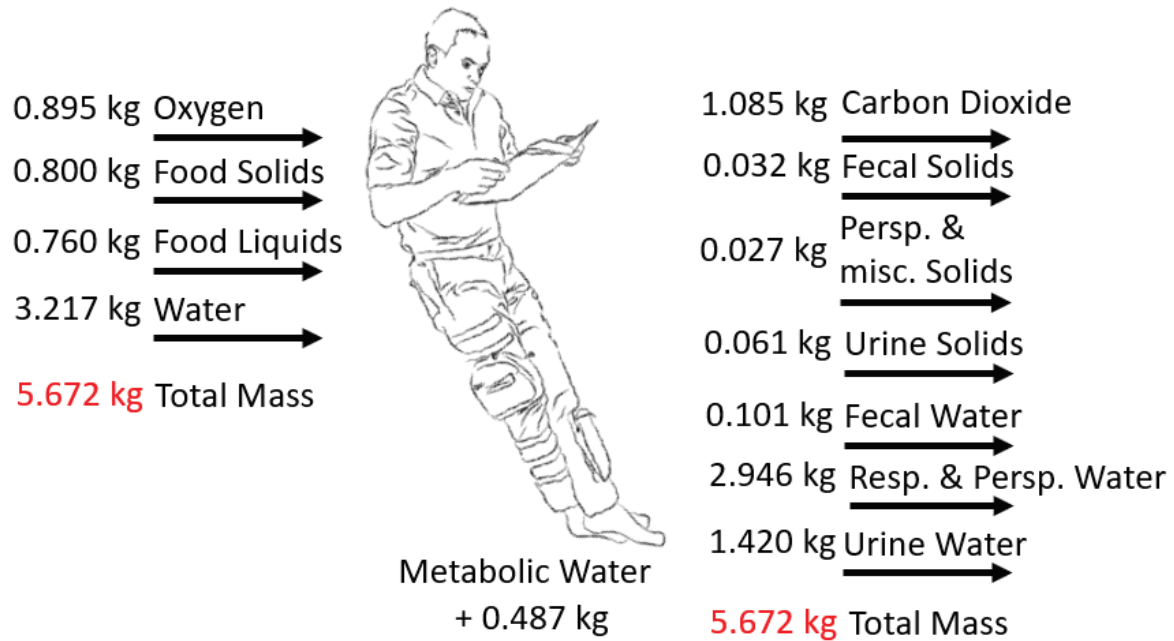


Figura 2.1 Necesidades Humanas y Balance de Efluentes diarios [9]

### 2.2.3 Requerimientos de un ECLSS de Larga Duración

En una misión espacial de larga duración no se puede desperdiciar ningún recurso debido a la imposibilidad de poder reabastecerse de agua y aire ni tampoco se podrá lanzar una nave de tal tamaño o lanzar muchas naves como para llevar todos los recursos necesarios de un solo uso, debido a que se tornaría una misión muy costosa. El sistema debe ser extremadamente eficiente y confiable para evitar enviar tantos repuestos. Uno de los trabajos en investigación actualmente es el sistema de soporte vital regenerativo para maximizar el reciclaje de los recursos básicos para sostener la vida [4].

#### 2.2.2.1 Subfunciones de un ECLSS de Larga Duración

Las subfunciones de un ECLSS [5] que se utilizarán para la investigación son: Revitalización de la atmósfera, Control y suministro de la atmósfera, y Recuperación y gestión del agua. Para realizar estas funciones las técnicas pueden ser no regenerable, regenerable fisicoquímico, bioregenerable [10] o híbridas realizando combinaciones entre ellas.

#### 2.2.4 Selección de tecnologías

Las tecnologías que se usarán en un viaje a Marte tienen que ser tecnologías con un nivel de preparación tecnológica de 8 o 9 (que podría requerir al menos 5 años de antigüedad) y que hayan sido probadas en el espacio, por ejemplo, en la ISS. En esta sección se muestran las tecnologías que

se seleccionan para el desarrollo de este trabajo, en donde la gran mayoría pertenece a la ISS y otra que sigue en desarrollo.

### 2.2.4.1 Tecnologías en la ISS

Para el desarrollo del ECLSS de larga duración se seleccionan 5 componentes que ya están siendo usados en la Estación Espacial Internacional. Para generar oxígeno se usa el componente Electrólisis del Agua de Polímero Sólido (SPWE, del inglés *Solid Polymer Water Electrolysis*).

Para tratar el CO<sub>2</sub> generado por la tripulación, se usan 2 componentes del ISS: El Tamiz Molecular de 4 Camas (4BMS, del inglés *4 Bed Molecular Sieve*) que sirve para atrapar el CO<sub>2</sub> en tamiz molecular de zeolita, es reutilizable ya que el CO<sub>2</sub> se puede aspirar del tamiz y se vuelve a utilizar; el otro componente es el Reactor de Sabatier (SR, del inglés *Sabatier Reactor*) que toma el CO<sub>2</sub> y lo transforma en metano y agua, agua que se utiliza para el proceso de electrólisis posteriormente.

Para la revitalización del agua se usa el componente Destilación por Compresión de Vapor (VCD, del inglés *Vapor Compression Distillation*) que se encarga de obtener agua destilada del agua residual (de la orina, transpiración y agua de limpieza) pasando también por filtros bacterianos; también se le agrega otro componente llamado Multi Filtración (MF, del inglés *Multifiltration*), donde se limpia el agua de todas las impurezas que pueda tener. Finalmente se le podrían agregar unas gotitas de cloro para terminar el proceso, pero esto no se toma en cuenta en el componente.

Resumiendo, la selección de componentes del ISS queda de la siguiente forma:

- **SPWE (Generación de oxígeno – Módulo O<sub>2</sub>)**
  - Reacción Química:  $2H_2O \rightarrow 2H_2 + O_2$
- **4BMS (Tamiz molecular de zeolita – Módulo CO<sub>2</sub>)**
- **SR (Reacción de Sabatier – Módulo CO<sub>2</sub>)**
  - Reacción Química:  $4H_2 + CO_2 \rightarrow 2H_2O + CH_4$
- **VCD (Obtención agua destilada – Módulo Agua)**
- **MF (Multi Filtración del agua – Módulo Agua)**

### 2.2.4.2 Tecnologías en desarrollo

Una tecnología que se integra a la simulación que es externo al ISS es el componente Pirólisis (PYRO, del inglés *Pyrolysis*) que realiza una pirólisis catalítica de metano que se encarga de descomponer el hidrocarburo, produciendo hidrógeno a partir del gas resultando también carbón

sólido como subproducto en forma de nanofibras, de la siguiente manera:

- **PYRO (Pirólisis de metano – Módulo CO2)**
  - Reacción Química:  $CH_4 \rightarrow C + H_4$

Este componente si bien sigue en desarrollo, se encuentra en un alto nivel de preparación tecnológica, solo le falta ser probado en el espacio [11].

## 2.3. Confiabilidad

En esta sección se presentan los aspectos de confiabilidad necesarios para realizar el análisis de la misión.

### 2.3.1 Índices de Confiabilidad

El Tiempo Medio Hasta el Fallo (MTTF, del inglés *Mean Time To Failure*), Tiempo Medio de Reparación (MTTR, del inglés *Mean Time To Repair*), y el Tiempo Medio Entre Fallos (MTBF, del inglés *Mean Time Between Failures*) son índices de confiabilidad que tratan de valores esperados de tiempo.

La diferencia entre el MTTF y el MTBF es que el MTBF es el tiempo medio que tarda el componente entre un fallo y el siguiente que puede considerar el tiempo de reparación (MTTR). En cambio, MTTF es el tiempo medio que está operativo el componente hasta que falla [12]. La relación entre estos tres conceptos se muestra en la Figura 2.2 y sus ecuaciones son 2.1, 2.2 y 2.3 para MTTF, MTTR y MTBF respectivamente.

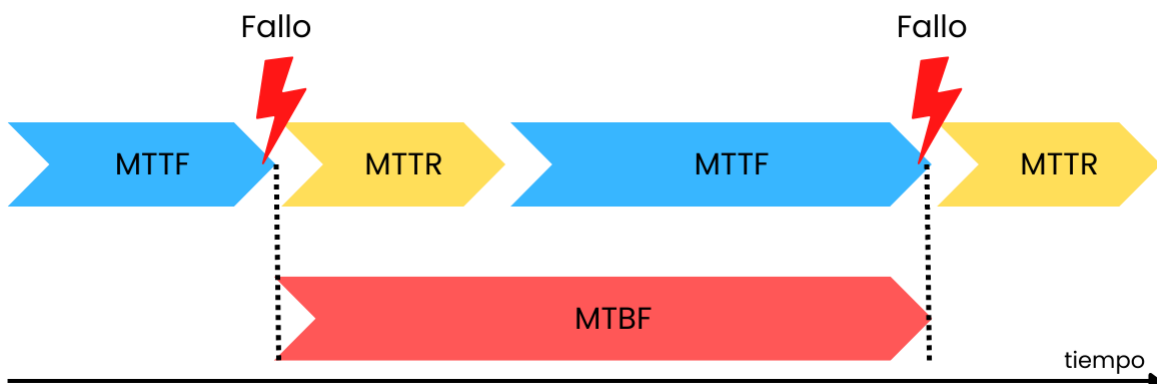


Figura 2.2 Relación gráfica en el tiempo entre MTTF, MTTR y MTBF

- Ecuación MTTF:

$$MTTF = \frac{\sum_{i=1}^N t_i}{N} \quad (2.1)$$

donde  $N$  es el total de fallos medidos,  $t_i$  es el tiempo en donde el componente opera hasta encontrarse con el fallo en la medición  $i$ .

- Ecuación MTTR:

$$MTTR = \frac{\sum_{i=1}^N t_i}{N} \quad (2.2)$$

donde  $N$  es el total de reparaciones medidas,  $t_i$  es el tiempo en donde el componente tarde hasta repararse en la medición  $i$ .

- Ecuación MTBF:

$$MTBF = MTTR + MTTF \quad (2.3)$$

- Tasa de fallos: También se define la Tasa de fallos ( $\lambda$ ), que es el inverso matemático del MTTF, correspondiente a la ec. 2.4.

$$\lambda = \frac{1}{MTTF} \quad (2.4)$$

### 2.3.2 Análisis de Confiabilidad de un ECLSS de Larga Duración

Para realizar un correcto análisis de confiabilidad para un ECLSS de larga duración se considera la redundancia o múltiple redundancia del sistema, la cantidad de recursos almacenados y la probabilidad de los subsistemas o componentes a que fallen [13]. También se considera la cantidad de repuestos de acuerdo a los componentes que deben ser reparados durante la misión, seleccionando la cantidad necesaria de repuestos para obtener una buena confiabilidad, que se logra aumentando las partes de los componentes gradualmente hasta obtener una tasa de fallos muy baja dentro del periodo de la misión, que para este caso se utiliza un máximo de 1 fallo dentro del periodo de la misión cada 10000 simulaciones. Pasando este umbral (igual o menor a 1) se considera que la redundancia de repuestos para el componente está bien para ser seleccionada, a esta cantidad en el presente trabajo se

define como “redundancia mínima necesaria”, ya que es la cantidad mínima y necesaria para obtener una tasa de fallo dentro del periodo de la misión de 1 cada 10000 simulaciones.

### 2.3.2.1 Método Paramétrico: Análisis de Weibull

Para analizar la confiabilidad del sistema se necesita la función de densidad de probabilidad (FDP) de los tiempos de fallos del sistema con N simulaciones. Una forma estándar de obtener esta FDP es a través del análisis de Weibull.

El análisis de Weibull asume que la ecuación de la FDP es la ec. 2.5 que gráficamente se explica en la Figura 2.3.

$$f(t) = \frac{\beta}{\eta} \left(\frac{t}{\eta}\right)^{\beta-1} e^{-\left(\frac{t}{\eta}\right)^\beta} \quad (2.5)$$

En donde  $\beta$  es el factor de forma,  $\eta$  es el factor de escala y  $t$  es el tiempo de la misión. Una vez que se obtienen muestras de ciclos de vida (tiempos de fallo general del sistema) se puede estimar los parámetros de forma y escala usando métodos numéricos [14].

En este trabajo se utiliza la función de Matlab *wblfit* [15] para encontrar los parámetros estimados de Weibull y *wblcdf* [16] para encontrar la función de distribución acumulativa de Weibull.

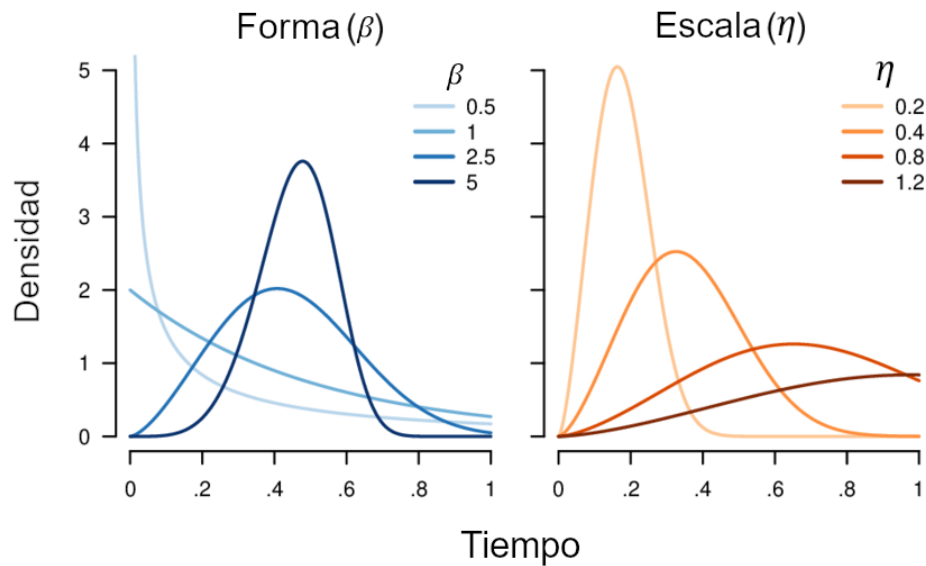


Figura 2.3 Gráficos distribución de Weibull por Forma y Escala [17]

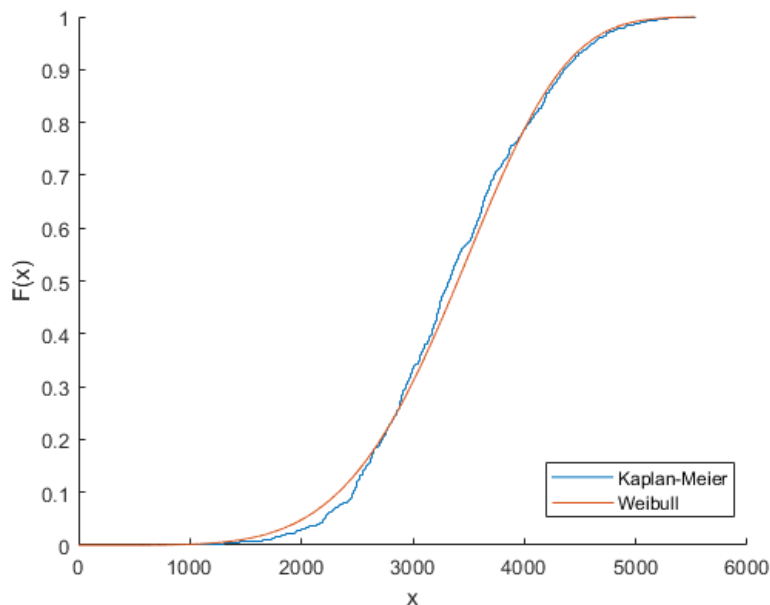
Una vez que se obtienen los parámetros de Weibull (forma y escala), se puede usar la función *wblrnd* [18] para crear fallos aleatorios de la distribución del modelo en la integración de los componentes, de esta forma no existe la necesidad de simular el componente completo otra vez en la integración. Solo se usa el resultado de su distribución de tiempo de fallos.

### 2.3.2.2 Método no paramétrico: Kaplan-Meier

Si el ajuste de Weibull es no paramétrico, quiere decir que su función de distribución no se ajusta bien a los valores originales. Esto se sabe realizando una prueba de distribución mediante la metodología del Test de Anderson-Darling usando la función de Matlab *adtest* [19] que indica si el resultado es paramétrico o no. En su funcionamiento utiliza intervalos de confianza, si el resultado de Weibull no está dentro de ese intervalo de confianza de los valores originales, quiere decir que en ese caso, Weibull no se pudo ajustar al modelo y por lo tanto sería no paramétrico.

De esta forma si es no paramétrico se utiliza el Método Kaplan-Meier, en donde se obtiene una función de distribución acumulativa empírica, es decir, con los valores originales. En este caso se usa la función de Matlab *ecdf* [20] para obtener el resultado Kaplan-Meier que se muestra en la Figura 2.4, donde  $F(x)$  representa la función de densidad acumulada y  $x$  representa el tiempo. En la misma figura también se muestra una comparativa con el ajuste por Weibull

En la integración se crea una semilla de 1000 datos aleatorios según la distribución obtenida, en donde de esos 1000 datos, solo se generará un dato aleatorio cada vez que se necesite.



**Figura 2.4** Función de Densidad de Probabilidad Acumulada estimada por Kaplan-Meier y Weibull

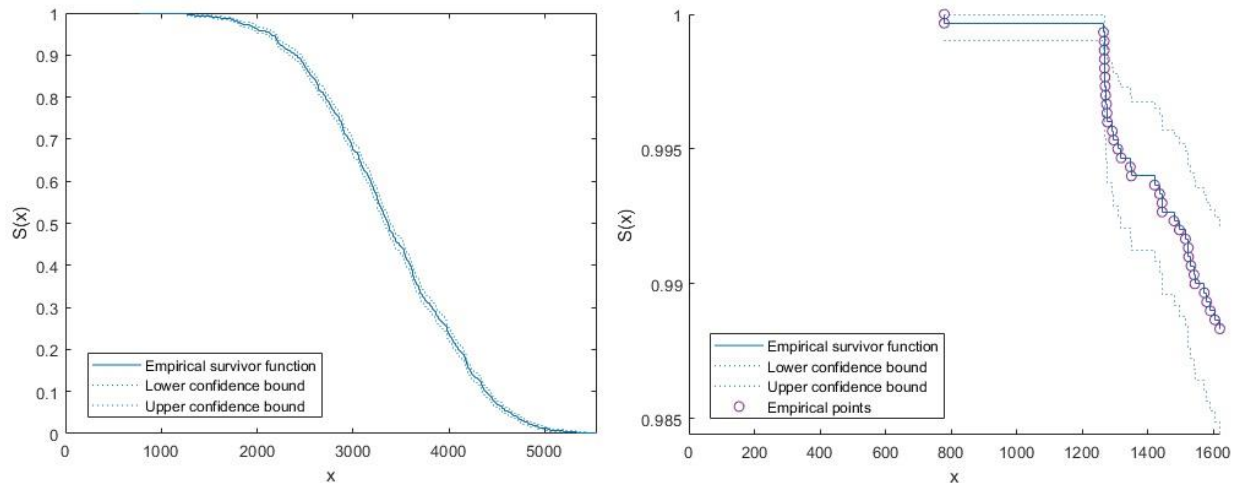
### 2.3.2.3 Resultado Confiabilidad

La confiabilidad se calcula conociendo el tiempo medio hasta el fallo o conociendo la función de densidad de probabilidad acumulada. Si la distribución de probabilidad los tiempos de fallos es exponencial la confiabilidad se puede calcular con la ec 2.6 en donde  $\lambda$  corresponde a la tasa de fallo por día y  $t$  es el tiempo de la misión.

Si la distribución se desconoce y está ajustada mediante Weibull o Kaplan-Meier, la confiabilidad se calcula mediante la ec 2.7. en donde se necesita conocer la Función de Densidad de Probabilidad Acumulada (FDPA) [21] y se logra obtener el gráfico de la confiabilidad en el tiempo como se muestra en la Figura 2.5 y en su versión sin escalar Figura 2.6. Una característica de la confiabilidad obtenida por métodos no paramétricos es que se incluye un intervalo de confianza al resultado estimado.

$$R(t) = e^{-\lambda t} \quad (2.6)$$

$$R(t) = 1 - FDPA(t) \quad (2.7)$$



**Figura 2.5** Confiabilidad estimada por Kaplan Meier (izquierda) y aumento en su porción inicial con sus puntos empíricos (derecha)

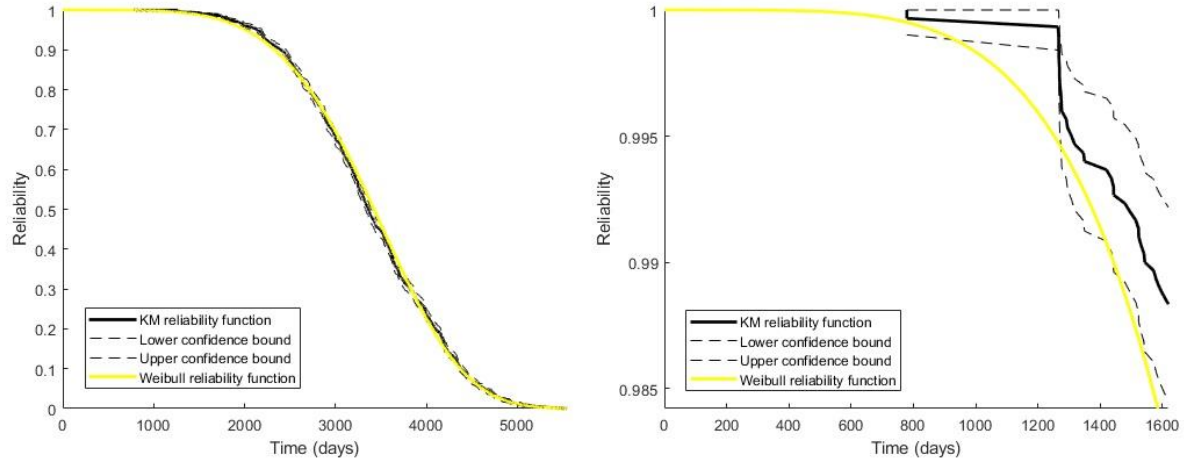


Figura 2.6 Comparativa de Confiabilidad estimada por Weibull y Kaplan Meier sin escalonar (izquierda) y aumento en su porción inicial (derecha)

## 2.4. Masa Equivalente del Sistema

La masa equivalente del sistema o ESM es una métrica que muestra el costo del ECLSS (ya que el costo de lanzamiento es proporcional a la masa) y es comúnmente utilizado para analizar y comparar distintos modelos de ECLSS.

Representa un número único de masa, que combina la masa en sí, el volumen, la energía y el enfriamiento del sistema, el tiempo de duración de la misión y el requisito de tiempo total de la tripulación en un solo número [14]. Así ESM proporciona un mérito de comparación que incluye distintos enfoques de diseño de diferentes tecnologías. Su fórmula se describe en la ec. 2.8.

$$ESM = M + (V \cdot V_{eq}) + (P \cdot P_{eq}) + (C \cdot C_{eq}) + (CT \cdot D \cdot CT_{eq}) \quad (2.8)$$

M = la masa total del sistema [kg].

V = el volumen total del sistema [m<sup>3</sup>].

V<sub>eq</sub> = factor de equivalencia para el volumen [kg/m<sup>3</sup>].

P = la potencia máxima requerida [kW<sub>e</sub>].

P<sub>eq</sub> = factor de equivalencia para la infraestructura de generación de energía [kg/kW<sub>e</sub>].

C = los requisitos máximos de refrigeración [kW<sub>th</sub>].

C<sub>eq</sub> = factor de equivalencia para la infraestructura de refrigeración [kg/kW<sub>th</sub>].

CT = requisito de tiempo total de la tripulación [horas tripulación/años].

D = duración de la misión [años].

CT<sub>eq</sub> = factor de equivalencia para el tiempo de la tripulación [kg/ horas tripulación].



## 2.5. Discusión

La revisión realizada muestra que los ECLSS de larga duración son una parte esencial para llevar a los seres humanos ser a una especie interplanetaria, el problema es que ningún sistema es 100% perfecto y siempre habrá una posibilidad de que el sistema falle con consecuencias fatales.

Estos sistemas son muy sensibles en donde un pequeño cambio anormal de un valor de un parámetro puede resultar en consecuencias desastrosas. Es por esto que se deben encontrar los métodos que garanticen que las tecnologías seleccionadas y su sinergia sea confiable.

La redundancia es de suma importancia, no obstante, esto aumenta el costo del sistema. Por lo tanto, se requiere una selección minuciosa para cumplir con todos los requerimientos del ECLSS para una misión en particular, considerando las capacidades y las limitaciones de las tecnologías disponibles.

Es importante destacar que el MTTR por sí solo no indica nada respecto sobre la confiabilidad, a menos que se esté seguro que el componente tiene una distribución de fallo exponencial.

En relación a los métodos paramétricos y no paramétricos tiene sus ventajas y desventajas. El método de Weibull tiene la ventaja que el modelo se reduce a una sola función, en donde se puede obtener fácilmente la confiabilidad en un día y hora específico de la misión. Pero tiene la desventaja es que no siempre el modelo puede ajustarse mediante Weibull, es decir, no funciona en todos los casos. En cambio el método Kaplan-Meier sí funciona en todos los casos, pero no se reduce a una sola función matemática simple, sino que grafica la confiabilidad mediante los valores en bruto de los tiempos de fallos, con un intervalo de confianza, con los datos de distintos intervalos entre ellos. Es decir que si se quiere saber la confiabilidad exacta en un día específico de la misión se necesita hacer una estimación mediante la ecuación de la recta usando los valores de Kaplan Meier y saber el error que resulta con su intervalo de confianza (por ejemplo +-5% de la confiabilidad estimada).

Respecto a la selección de componentes, la ISS desperdicia mucha masa al eliminar el metano debido al hidrógeno que contiene, componente necesario para transformar el CO<sub>2</sub> en agua en la Reacción de Sabatier (y además que podría usarse como combustible). Por lo que quedarse solo con esa tecnología sería muy costosa para una misión a Marte. Habría que llevar más hidrógeno desde la Tierra para abastecer la falta de agua (o de oxígeno por la electrólisis). De ahí nace la necesidad de integrar el componente PYRO que recupera el 50% de la masa perdida en SR.

## **Capítulo 3. Modelo por Componente y Análisis Individual**

---

### **3.1. Introducción**

En este capítulo se muestra una aplicación práctica, en donde se realiza una simulación y evaluación de confiabilidad de un componente fundamental del conjunto generador de oxígeno (OGA, del inglés *Oxygen Generation Assembly*) de la ISS, el componente Electrólisis del Agua de Polímero Sólido (SPWE, del inglés *Solid Polymer Water Electrolysis*). La metodología que se utiliza para esta aplicación, es la misma que se utiliza para el resto de los componentes.

### **3.2. Electrólisis del Agua de Polímero Sólido (SPWE)**

El SPWE es el componente que usa la ISS [22] para producir oxígeno desde el 2007 [23] que también es una tecnología bien caracterizada utilizada en submarinos navales [24].

El SPWE que también puede ser encontrado como Electrolito de Polímero Sólido de electrólisis de agua (SPE, del inglés *Solid Polymer Electrolyte*) o Membrana de Electrolito de Polímero de pila de células de electrólisis de agua (PEM, del inglés *Polymer Electrolyte Membrane*) sigue en desarrollo e investigación para poder hacerlo más eficiente en los viajes espaciales de larga duración [25] y se ha usado en estudios de análisis de confiabilidad de sistemas de soporte vital del espacio profundo [13].

#### **3.2.1 Datos de Confiabilidad de un SPWE**

En este estudio se simula un SPWE que produce 5.44 kg de oxígeno por día (que a la vez se encuentra dentro de los rangos nominales usados en la ISS [4] [23]) y el MTTF por cada parte del componente se encuentra en la Tabla 3.1 que fueron obtenidos y calculados de [13] y [26] sabiendo que el MTTF es el inverso de la tasa de fallo por día.

Cabe destacar que cada vez que falla una parte, falla el componente completo y se deja de producir oxígeno hasta que es reparado.

**Tabla 3.1 Data de confiabilidad oxígeno generado por electrólisis [13].**

Ítem	Parte SPWE	Tasa de fallo por día ( $\lambda$ )	MTTF (días)	Cantidad de cada parte	Total tasa de fallo por día
1	Electrolysis unit	2.40E-04	4,166.67	1	2.40E-04
2	Flow restrictors	2.40E-04	4,166.67	2	4.80E-04
3	H2 tank	1.20E-05	83,333.33	1	1.20E-05
4	O2 tank	1.00E-06	1,000,000.00	1	1.00E-06
5	Power supply	2.40E-04	4,166.67	1	2.40E-04
6	Pressure controllers	2.40E-04	4,166.67	2	4.80E-04
7	Valves	1.44E-04	6,944.44	2	2.87E-04
8	Water pump	3.60E-04	2,777.78	1	3.60E-04
Total				11	0.0021

### 3.2.2 Tiempos de Fallo Estimados por Partes

Luego que se obtienen los MTTF se encuentra el tiempo de fallo estimado (EFT, del inglés *Estimated Failure Time*) que trabaja con un número aleatorio uniformemente distribuido RN [14] en donde RN es un número entre cero y uno. Este proceso se repite por cada parte del componente en cada simulación. El EFT se encuentra en la ec. 3.1. Cabe mencionar que luego que la parte es reparada se le vuelve a aplicar un EFT distinto.

$$EFT = -MTTF (\ln(RN)) \text{ [unidad de tiempo]} \quad (3.1)$$

### 3.2.3 Tiempos de Reparación Estimados por Partes

Para obtener el tiempo de reparación estimado de cada parte se necesita la función de densidad de probabilidad de reparación. Para esto se necesitan los datos de Tiempo Medio Para Reparación (MTTR, del inglés *Mean Time To Repair*). En la literatura hasta el momento existen solo unos pocos datos sobre MTTR en sistemas de soporte vital [27] [28] y que en general se asume que los reparos toman unas pocas horas [29], pero las MTTR pueden ser más extensas, incluso más de un día [30].

La FDP de tiempo de reparación se puede modelar con una FDP con distribución logarítmica representada en horas [29] que sigue la distribución de la ec (3.2) en donde  $t$  es el tiempo en horas y el resto de los parámetros se describen a continuación.

Primero se define la desviación estándar y la media del tiempo de reparación, donde en este caso del oxígeno la desviación estándar (*s.d.*, del inglés *standard deviation*) se define como 8 horas y

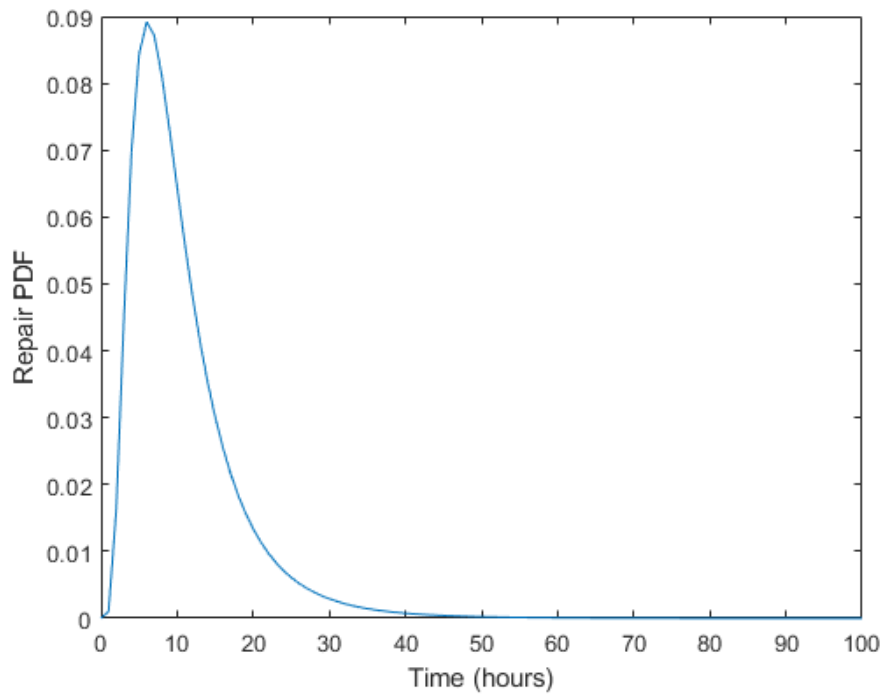
la media ( $m$ ) sería de 12 horas. Luego con estos valores se puede obtener el parámetro de log-forma  $\sigma$  y el parámetro de log-escala  $\mu$  usando las ecuaciones (3.3) y (3.4) respectivamente.

$$FDP\ MTTR(t) = \frac{1}{t\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{(\ln(t)-\mu)^2}{2\sigma^2}} \quad (3.2)$$

$$\sigma = \sqrt{\ln\left(1 + \frac{s.d.^2}{m^2}\right)} \quad (3.3)$$

$$\mu = \ln(m) - \frac{1}{2}\sigma^2 \quad (3.4)$$

El gráfico del comportamiento de esta función (3.2) se visualiza en la Figura 3.1 que resulta una FDP con un tiempo probable de reparación de 2 a 30 horas aproximadamente, volviéndose muy improbable que resulte más de 50 horas.



**Figura 3.1 Función de densidad de probabilidad de reparación en el tiempo**

Para poder usar esto en la simulación se crea una semilla con 2000 valores usando la función de Matlab *lognrnd* [31] donde se usa el factor de log-forma y log-escala calculado anteriormente.

Finalmente se asigna la estimación de tiempo de reparación (ERT, del inglés *Estimated Repair Time*) a cada parte del componente eligiendo un valor aleatoriamente de la semilla de 2000 valores de la FDP lognormal, resultando un ERT distinto por cada uno. El ERT además cambia en cada simulación y cada vez que se repara un componente, así la próxima reparación puede tener una duración distinta a la anterior.

### 3.3. Simulaciones

En este capítulo se realizan diversas simulaciones del SPWE, con distintos factores (con fallos, sin fallos, con reparaciones, sin reparaciones, con y sin sistema de respaldo) y se utilizarán las condiciones de un primer viaje de ida y vuelta al planeta Marte.

En las simulaciones se asume que el primer viaje a Marte será como el viaje a la Luna. No se aprovecharán los recursos *in situ* y el sistema debe estar preparado para soportar la trayectoria ida y vuelta sin reabastecimiento de ningún lado. Además es muy probable que se realice en un cohete de SpaceX donde amartizará en el planeta rojo y será el punto de partida para el retorno [32].

Respecto a la configuración de las partes del SPWE estos se programan con un *switch on-off* por cada uno (*true* si está funcionando, *false* si no está funcionando) que se apaga automáticamente cuando llega el momento de fallo y se enciende automáticamente cuando termina la reparación.

Estas simulaciones corresponden a simulaciones dinámicas estocásticas (fallos aleatorios y tiempos de reparaciones aleatorios) usando el Método de Montecarlo para los eventos aleatorios.

Se usan los siguientes parámetros iniciales: 6 miembros de tripulación (cantidad normal de tripulación en la ISS [33]), tiempo de término de la misión 919 días (un viaje típico de larga estancia en Marte [1] mostrado en la Figura 3.2), 10 kg de cantidad inicial de oxígeno en el tanque con 80 kg de capacidad máxima, tomando en cuenta que en la ISS el tanque de oxígeno tiene una capacidad máxima de 91 kg [33] y que en un viaje a Marte este podría ser un poco menor (en caso de pasar este límite el nuevo oxígeno es ventilado de la nave), 0.895 kg de consumo de oxígeno por persona por día y 5.44 kg de oxígeno generado por día en el SPWE.

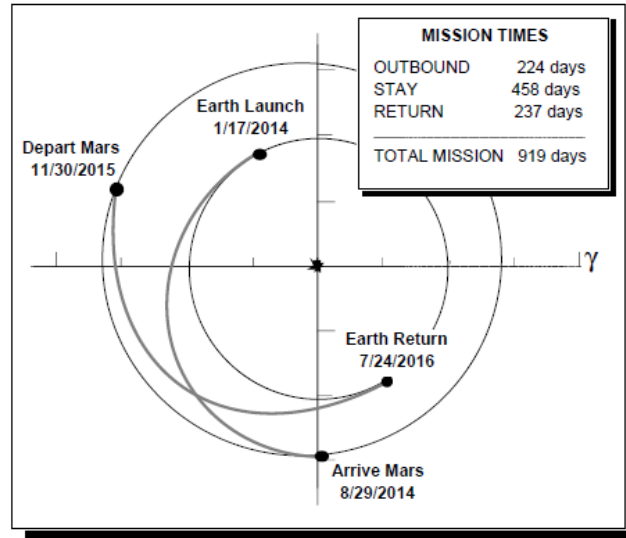


Figura 3.2 Perfil típico de misión de larga estancia en Marte [1]

### 3.3.1 Simulación del SPWE Sin Fallos

Se realiza una simulación sin fallos para estimar la cantidad de oxígeno inicial en el tanque y verificar la configuración de parámetros. Se obtuvo la curva de oxígeno en el tanque durante la misión en la Figura 3.3.

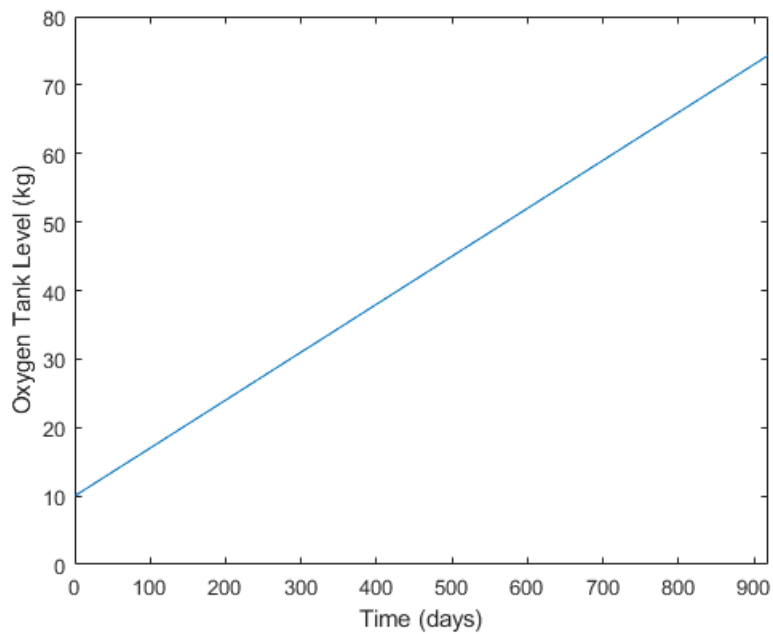
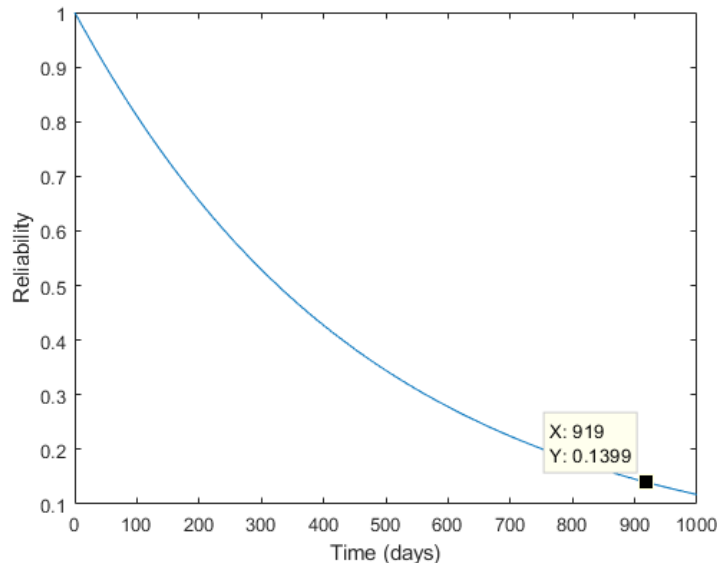


Figura 3.3 Nivel de oxígeno en el tanque durante el tiempo de la misión (sin fallos)

### 3.3.2 Simulación del SPWE con Fallos Sin Reparaciones

Se realizan 3000 simulaciones con fallos aleatorios en el sistema sin la posibilidad de reparación. Cada simulación termina cuando se detecta la pérdida de tripulación (LoC, del inglés *Loss of Crew*) y se guarda el tiempo de fallo del sistema.



**Figura 3.4 Confiabilidad del SPWE en el tiempo con fallos sin reparaciones hasta 1000 días**

Al terminar la simulación, con los 3000 tiempos de fallos detectados se encuentra su distribución gracias a la distribución de Weibull y se calcula la confiabilidad (Figura 3.4), el cual en el tiempo de término de la misión (EoM, del inglés *End of Mission*) se tiene una confiabilidad de 0.14.

Luego con los 3000 tiempos de fallos del sistema se encuentra el MTTF del sistema el cual resulta un MTTF igual a 468 días y por lo tanto su Tasa de fallo por día ( $\lambda$ ) resulta 0.0021, este último es la misma cifra correspondiente al total de la suma de Tasas de fallo por día de la tabla 3.1 dado que todos los elementos del SPWE están conectados en serie en su representación como Diagrama en Bloques de Confiabilidad. Cuando no hay posibilidad de reparación, la Tasa total de fallo por día del componente completo corresponde a la suma de las  $\lambda$  de cada elemento [21].

Esto también quiere decir que la simulación es representativa y cumple con los principios estadísticos de confiabilidad. Estos resultados también se visualizan en el reporte generado al finalizar la simulación (Figura 3.5).

```

Starting simulations...

Reliability at EoM time: 0.13987
Reliability at 1000 days: 0.11744

MTTF_days =

    468

MTTF_rate =

    0.0021

The program has run successfully with a total of 3000 simulations.

```

Figura 3.5 Reporte de las 3000 simulaciones del SPWE con fallos sin reparaciones

### 3.3.3 Simulación del SPWE con Fallos y Reparaciones

Al igual que la simulación anterior, realizan 3000 simulaciones con fallos aleatorios en el sistema, pero esta vez con la posibilidad de reparación cuando la parte falle. El tiempo de reparación también se realiza aleatoriamente y se tiene 1 repuesto disponible por cada parte usada en el SPWE.

Al finalizar una simulación se imprime el reporte de este, con sus fallos, reparaciones, días en que ocurrieron eventos, motivo del fallo y un reporte especial si el evento de fallo general del sistema ocurrió dentro del tiempo de la misión. Ejemplos de estos reportes se visualizan en el Anexo A.

Al finalizar todas las simulaciones el programa automáticamente calcula y muestra la confiabilidad del sistema como se muestra en la Figura 3.6.

```

Successfully generated reports

Reliability of the system with repairs:
Reliability at EoM time: 0.80217
Reliability at 1000 days: 0.77654
The system MTTF is 2093 days
The system MTTF rate is 0.0004777

Total LoC Outside EoM: 2425
Total LoC Inside EoM: 575
Of the Total_LoC_InsideEoM, there were 82 failures for running Out of Time To Repair (OTTR) the system.

The program has run successfully with a total of 3000 simulations.

```

Figura 3.6 Ventana de comandos de Matlab con reporte final del SPWE con 1 repuesto

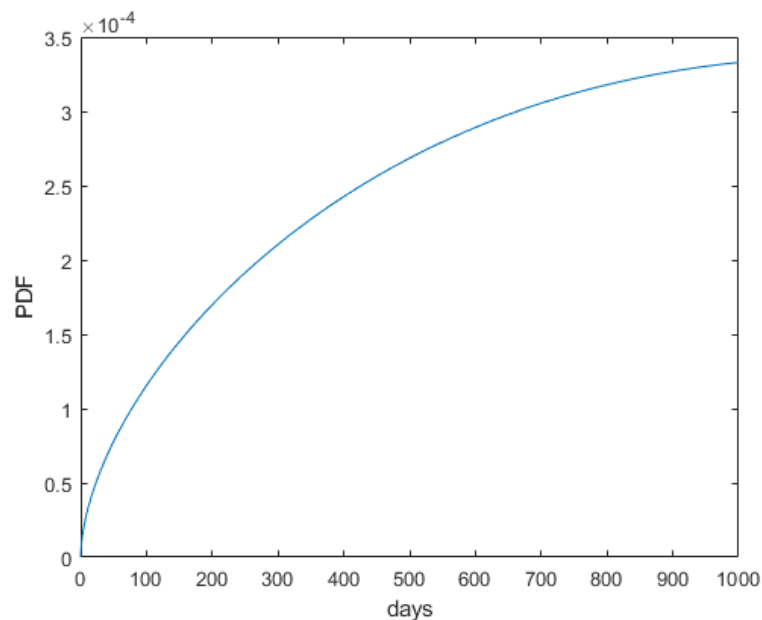


La Figura 3.6 muestra que se obtuvo una confiabilidad de 0.802 al tiempo de término de la misión, esto se calcula encontrando la distribución de Weibull de los 3000 fallos (Figura 3.7), la distribución de densidad acumulativa (Figura 3.8) y se calcula la confiabilidad con la ec. 2.7 obteniendo la curva a 1000 días en la Figura 3.9.

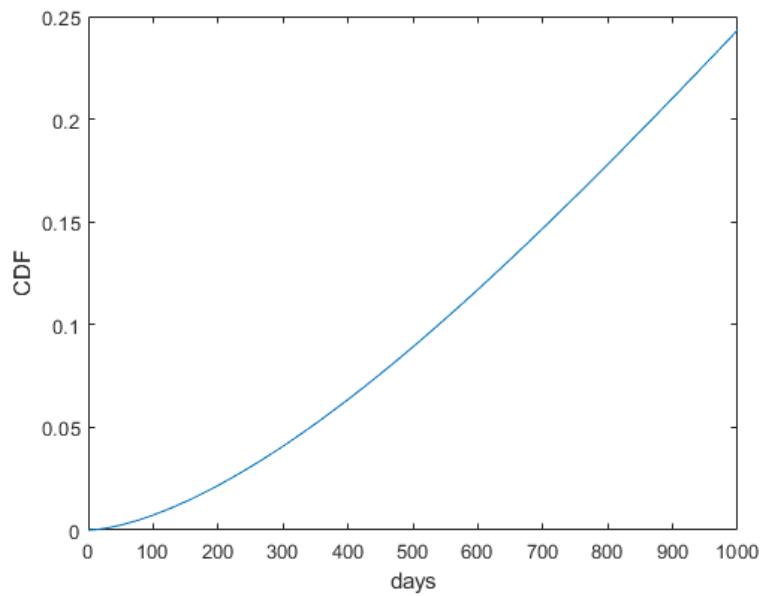
Del total de 3000 simulaciones se obtuvo 2425 fallos fuera del tiempo de la misión y 575 fallos dentro del tiempo de la misión. Dentro de estos 575 fallos ocurrieron 82 fallos debidos solamente a que a la tripulación no le alcanzó el tiempo para reparar, es decir, se quedaron fuera de tiempo (OTTR, del inglés *Out of Time To Repair*) para realizar la reparación teniendo los repuestos. Se calcula el porcentaje de OTTR con la ec. 3.4 que en este caso sería 14.3%.

$$\%OTTR = \frac{\text{Fallos OTTR dentro del tiempo de la misión}}{\text{Total de fallos dentro del tiempo de la misión}} * 100 \quad (3.4)$$

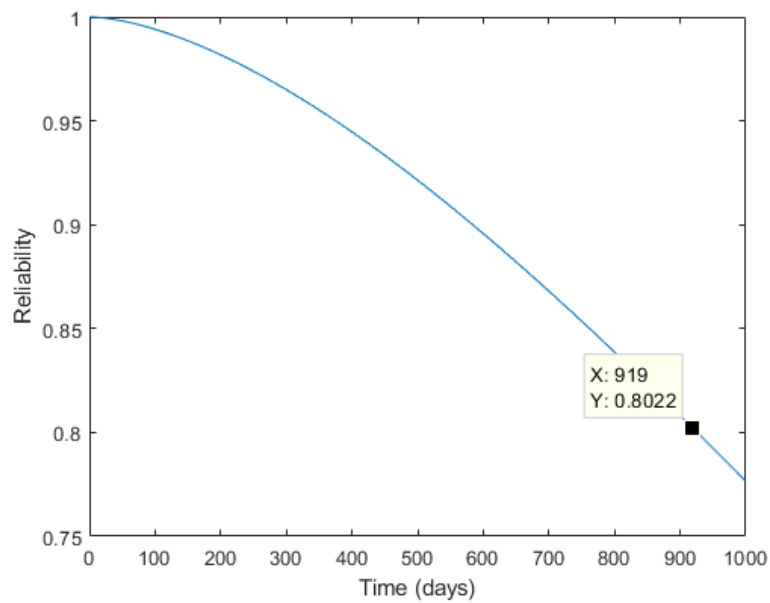
Esto nos dice que de todos los fallos ocurridos dentro de la misión, un 14.3% ocurrió debido a que se quedaron sin oxígeno al intentar realizar una reparación teniendo los repuestos disponibles. Es decir que por más repuestos que se tengan disponibles esta cifra no va a variar, la única forma de solucionar este problema es entregarle a la tripulación una fuente de oxígeno alternativa de emergencia, pero antes se propone aumentar la cantidad de oxígeno inicial en el tanque, y para ello se realiza un análisis de sensibilidad de este parámetro (Figura 3.10).



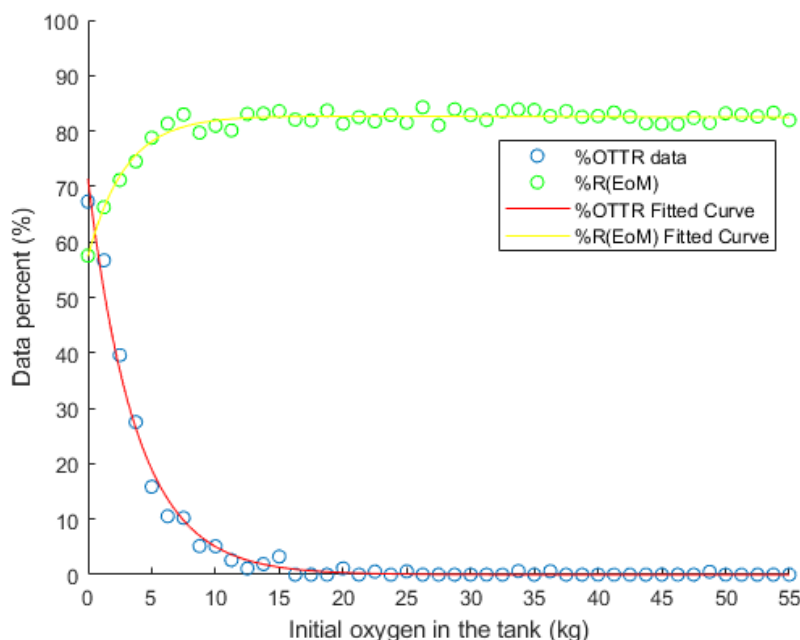
**Figura 3.7 Función de densidad de probabilidad ajustada por Weibull de 3000 simulaciones del SPWE con fallos y reparaciones con 1 repuesto por parte**



**Figura 3.8 Función de densidad acumulativa ajustada por Weibull de 3000 simulaciones del SPWE con fallos y reparaciones con 1 repuesto por parte**



**Figura 3.9 Confiabilidad del SPWE con fallos y reparaciones con 1 repuesto por parte hasta los 1000 días**



**Figura 3.10 Porcentaje de OTTR y confiabilidad del SPWE con 1 repuesto por parte vs la cantidad de oxígeno inicial en el tanque**

La Figura 3.10 muestra los datos obtenidos al final de 1000 simulaciones por dato (con 1 repuesto por parte del SPWE) con tal cantidad de oxígeno inicial en el tanque. %OTTR *data* corresponde al porcentaje del OTTR obtenido, %R(EoM) es el porcentaje de confiabilidad del sistema al término de la misión y %OTTR *Fitted Curve* es la curva de los datos de %OTTR ajustada a esta para obtener un %OTTR más exacto y representativo de los datos, de igual forma que con %R(EoM) *Fitted Curve*.

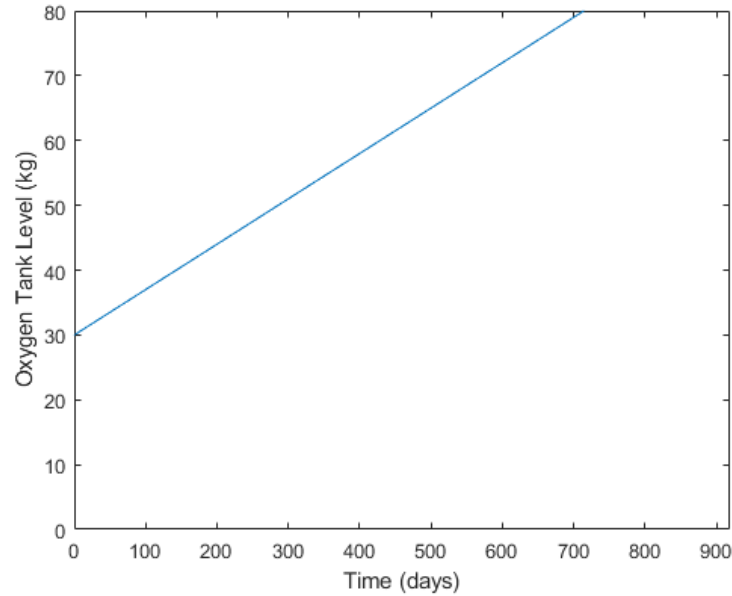
Con este análisis de sensibilidad se propone aumentar la cantidad de oxígeno inicial en el tanque de 10 kg a 30 kg, en donde el %OTTR se logra reducir de un 14.3% a un número cercano al 0% y subiendo la confiabilidad del sistema a un 83%.

Se simula nuevamente repitiendo el proceso. Los resultados de esta nueva simulación con un repuesto por parte y cantidad de oxígeno aumentada se muestran en la Figura 3.11, Figura 3.12, Figura 3.13 y Figura 3.14.

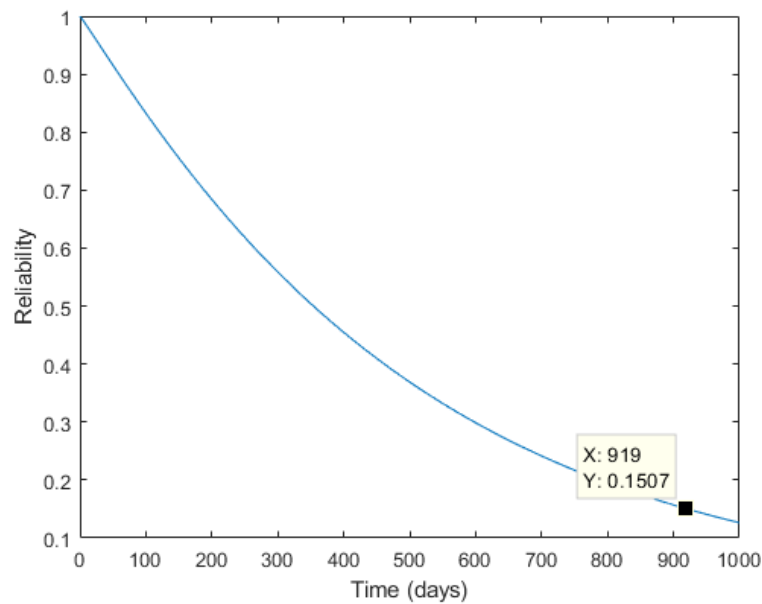
En la Figura 3.11 se comprueba de que con la nueva configuración de oxígeno inicial sí se estaría desperdiciando oxígeno al llegar al máximo de su capacidad durante el tiempo de la misión, por lo que en la integración con el resto de los componentes se tendría que evaluar apagar el SPWE para no desperdiciar masa y encenderlo cuando se vuelva a necesitar.

En la Figura 3.12 se muestra la confiabilidad del sistema con fallos y sin reparaciones. La Figura 3.13 muestra la curva de confiabilidad del componente con fallos y reparaciones, y la Figura

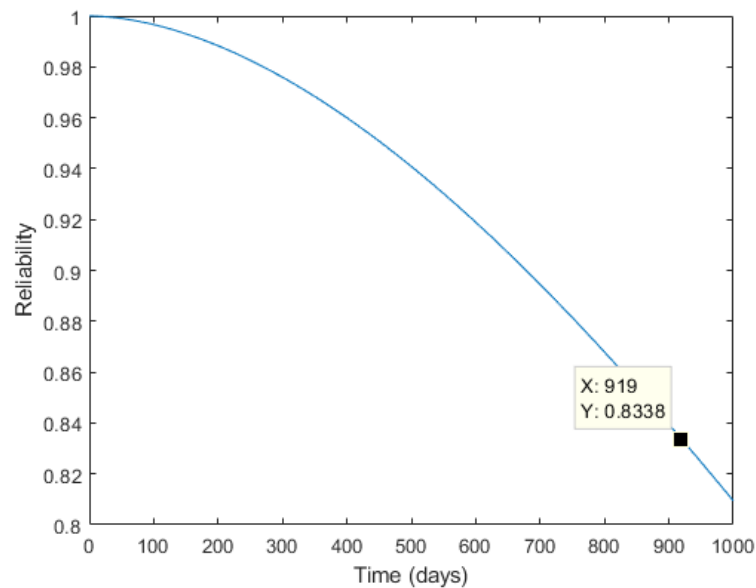
3.14 muestra el reporte de confiabilidad final del componente con fallos y reparaciones, donde se obtiene una confiabilidad de 0.83 al término de la misión con un %OTTR de un 0.81%, resultado cercano al resultante en la curva ajustada de la Figura 3.10.



**Figura 3.11 Cantidad de oxígeno en el tanque durante el tiempo de la misión con oxígeno inicial aumentado**



**Figura 3.12 Confiabilidad del sistema con fallos sin reparaciones hasta los 1000 días, con oxígeno inicial aumentado**



**Figura 3.13 Confiabilidad del SPWE con fallos y reparaciones con 1 repuesto por parte hasta los 1000 días, con oxígeno inicial aumentado**

```

Successfully generated reports

Reliability of the system with repairs:
Reliability at EoM time: 0.83382
Reliability at 1000 days: 0.80939
The system MTTF is 2112 days
The system MTTF rate is 0.00047352

Total LoC Outside EoM: 2507
Total LoC Inside EoM: 493
Of the Total_LoC_InsideEoM, there were 4 failures for running Out of Time To Repair (OTTR) the system.

The program has run successfully with a total of 3000 simulations.

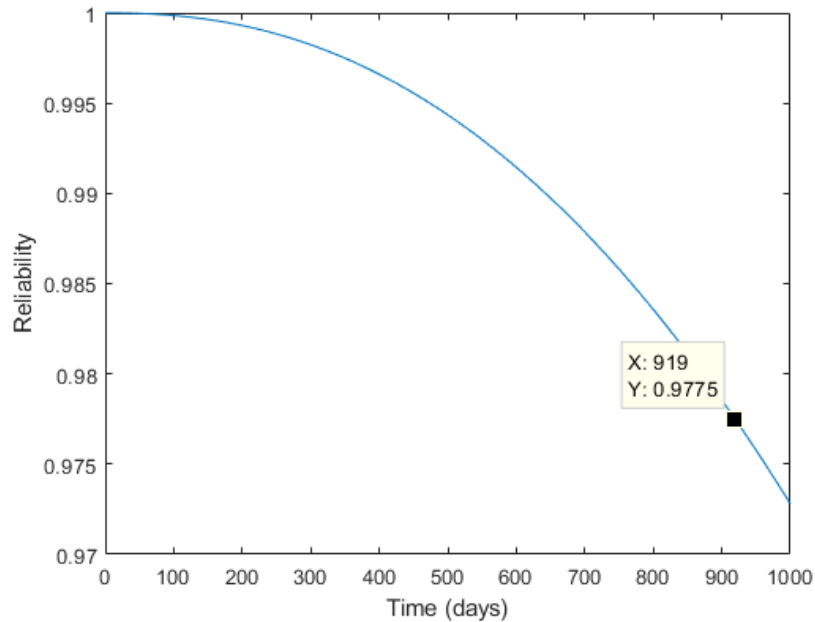
```

**Figura 3.14 Ventana de comandos de Matlab con reporte final de 3000 simulaciones del SPWE con fallos y reparaciones con 1 repuestos por parte del componente, con oxígeno inicial aumentado**

Luego en base a este modelo, en la próxima simulación, se le agregará otro repuesto por parte usada del SPWE, con un total de dos repuestos por parte.

### 3.3.3.1 Simulación con Dos Repuestos por Parte.

Se cambia la configuración a dos repuestos por parte del SPWE y se realizan las 3000 simulaciones. Se obtiene la gráfica de confiabilidad del sistema (Figura 3.15) y el reporte final de confiabilidad con los datos de fallos fuera y dentro del tiempo de término de la misión y su OTTR (Figura 3.16).



**Figura 3.15 Confiabilidad del SPWE con fallos y reparaciones con 2 repuestos por parte hasta los 1000 días, con oxígeno inicial aumentado**

```

Successfully generated reports

Reliability of the system with repairs:
Reliability at EoM time: 0.97752
Reliability at 1000 days: 0.9728
The system MTF is 4272 days
The system MTF rate is 0.00023406

Total LoC Outside EoM: 2937
Total LoC Inside EoM: 63
Of the Total_LoC_InsideEoM, there were 14 failures for running Out of Time To Repair (OTTR) the system.

The program has run successfully with a total of 3000 simulations.

```

**Figura 3.16 Ventana de comandos de Matlab con reporte final de 3000 simulaciones del SPWE con fallos y reparaciones con 2 repuestos por parte del componente, con oxígeno inicial aumentado**

Se obtuvo una confiabilidad de 0.978 al tiempo de término de la misión con una MTF de 4272 días. De los 3000 fallos del sistema solo 63 se generaron dentro del tiempo de la misión con un 22.22% de OTTR que corresponden a 14 casos.

### 3.3.3.1 Simulación con 7 Repuestos Máximo, Considerando Redundancia

#### Mínima Necesaria.

Antes de realizar la simulación se realizó un análisis de causas de fallo (por falta de repuestos) del sistema omitiendo los fallos por OTTR (es decir, con reparaciones instantáneas), aumentando el número de simulación a 10000 simulaciones y realizando un barrido de 0 a 7 repuestos, dejando de aumentar repuestos cuando las partes van dejando de presentar fallos dentro del periodo de la misión.

Se encontró que con 0 repuestos todas las partes del SPWE fueron causante de fallos dentro del EoM, con 1 repuesto solo el tanque de oxígeno dejó de presentar fallos, con 2 repuestos el tanque de hidrógeno dejó de ser causante de fallo dentro del EoM, con 3 repuestos no cambia el escenario, con 4 repuestos otros 2 componentes dejaron ser causantes de fallo, con 5 repuestos no cambia el escenario, con 6 repuestos solo un componente fue causante de 2 fallos y el resto no presentó fallos, finalmente con 7 repuestos se presentó solo un fallo como máximo, de tal forma que se obtiene una tasa de fallos dentro del EoM de 1 cada 10000 simulaciones.

Esto parece ser favorable respecto a la masa final del sistema, debido a que los tanques son las partes que tienen mayor masa [14] y son los que menos repuestos necesitan. Con esta información se propone la cantidad de repuestos de la Tabla 3.2 para ser considerados dentro de la logística del SPWE para un viaje a Marte de larga estancia de 919 días, se realizan 10000 simulaciones y se obtiene el gráfico de la confiabilidad en el tiempo en la Figura 3.17 que en este caso resultó ser no paramétrico.

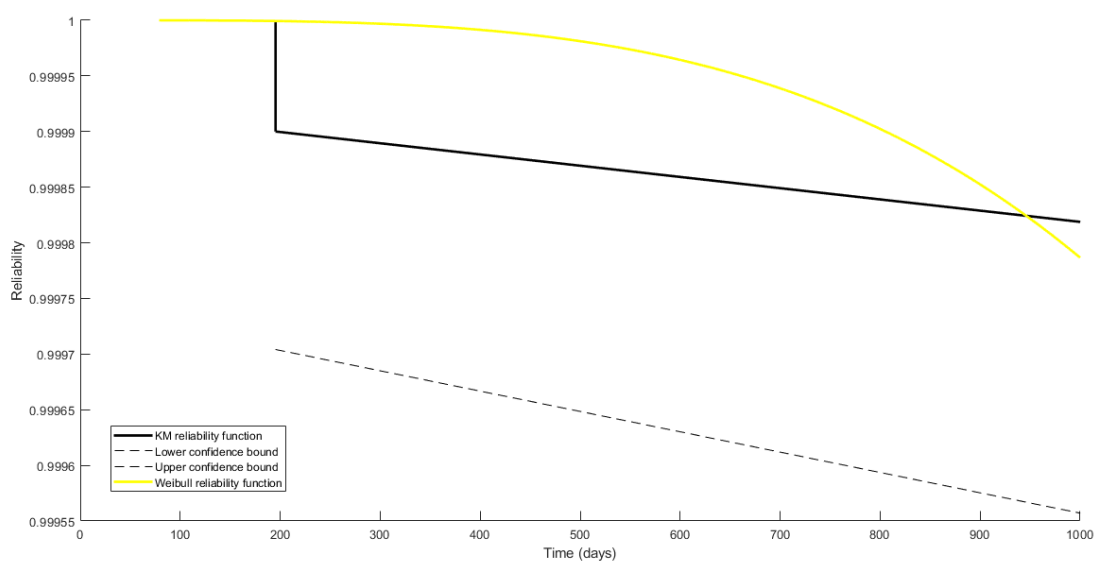
Una vez que se logra una confiabilidad mayor al 99.9% y que del total de las 10000 simulaciones solo existan máximo 1 fallo fatal dentro del EoM por falta de repuestos quiere decir que la selección de cantidad de repuestos por parte está concretada.

Se vuelven a realizar las 10000 simulaciones pero ahora considerando los tiempos de reparación, así se obtiene una confiabilidad de 0.99986 al tiempo de término de la misión con una MTTF de 8128 días. Se registraron 34 pérdidas totales de tripulación dentro del periodo de duración de la misión, todas fueron ocurridas por OTTR, aunque es posible que en otras 10000 simulaciones pueda aparecer una causa debida a falta de repuestos dentro del periodo de la misión.

Las causas por OTTR se pueden solucionar iniciando el sistema de ECLSS de emergencia antes que se agote el oxígeno.

**Tabla 3.2 Cantidad de repuestos seleccionados del SPWE con sus respectivos detalles de fallos fuera y dentro del EoM en 10,000 simulaciones**

Ítem	Parte SPWE	Cantidad de cada parte	Cantidad de repuestos seleccionados	Cantidad de fallos dentro del EoM	Cantidad de fallos fuera del EoM	Cantidad de fallos fuera del EoM normalizado según cantidad de cada parte
1	Electrolysis unit	1	4	0	1,363	1,363.0
2	Flow restrictors	2	6	0	3,121	1,550.5
3	H2 tank	1	2	0	5	5.0
4	O2 tank	1	1	0	1	1.0
5	Power supply	1	4	0	1,342	1,342.0
6	Pressure controllers	2	6	1	3,154	1,577.0
7	Valves	2	6	0	472	236.0
8	Water pump	1	7	0	541	541.0
Total		11	36	1	9,999	-



**Figura 3.17 Confiabilidad del SPWE en el tiempo considerando redundancia mínima necesaria, con reparaciones instantáneas**

### 3.3.4 Simulación del SPWE con Fallos, Reparaciones y ECLSS de Emergencia

A pesar de la mejora del modelo con repuestos y aumentando la cantidad inicial de oxígeno, aún parte del origen de los fallos dentro del periodo de duración de la misión vienen de OTTR.



Para solucionar esto es necesario inicializar un sistema de emergencia que se utilice como respaldo cuando la tripulación se esté quedando sin oxígeno, este sistema alternativo del SPWE tiene algunas características importantes.

Los componentes de un ECLSS de emergencia no pueden fallar, es por esto que se eligen tecnologías de alta confiabilidad pero de un solo uso o de poca duración o de poco almacenamiento sin reabastecimiento.

En este caso se utilizan velas de oxígeno guardadas, listas para ocuparse cuando se necesite, con una capacidad de generar 21 kg de oxígeno con tal que pueda durar 4 días con una tripulación de 6. Más detalles del sistema de emergencia de encuentran en la Sección 4.3.

Se realizan 10000 simulaciones con la misma configuración anterior pero activando automáticamente el sistema de oxígeno de emergencia cuando esté quedando poco oxígeno.

Al terminar la simulación se entrega un reporte con el análisis de confiabilidad (Figura 3.18) en donde se obtuvo una confiabilidad de 0.999994 (Figura 3.19) y cero LoC al término de la misión.

También se muestra que el sistema de oxígeno de emergencia se activó en 17 simulaciones dentro del periodo de duración de la misión.

```

Successfully generated reports

Reliability of the system with repairs and emergency O2:
The system MTF is 13017 days
The system MTF rate is 7.682e-05

Total LoC Outside EoM: 10000
Total LoC Inside EoM: 0
Of the Total_LoC_InsideEoM, there were 0 failures for running Out of Time To Repair (OTTR) the system.

The program has run successfully with a total of 10000 simulations.
>> count_o2_emergency_EoM

count_o2_emergency_EoM =

    17

```

**Figura 3.18 Ventana de comandos de Matlab con reporte de confiabilidad, con redundancia mínima necesaria y sistema de emergencia.**

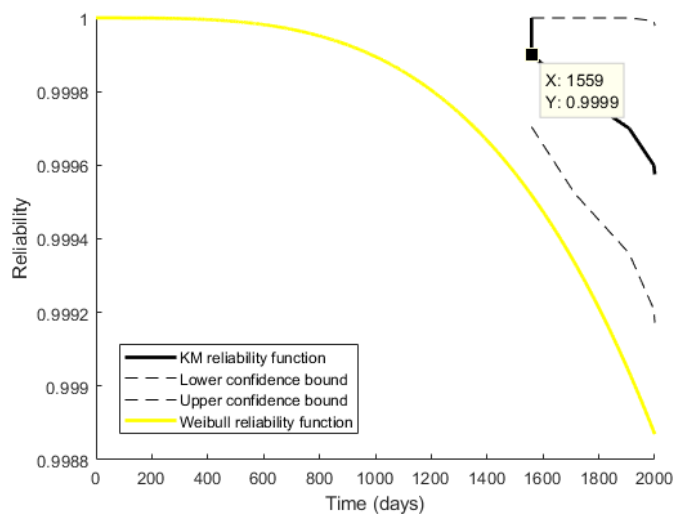


Figura 3.19 Confiabilidad del SPWE en el tiempo, con redundancia mínima necesaria y sistema de emergencia

### 3.4. Comparación de Confiabilidad

Se realiza una comparación de los resultados obtenidos de las simulaciones en la Tabla 3.3.

Tabla 3.3 Comparación de confiabilidad de las simulaciones del componente SPWE

Tipo de simulación del SPWE	Confiabilidad en EoM	MTTF (días)	%LoC(EoM) del total de simulaciones	%OTTR del total de LoC(EoM)
Con fallos sin reparaciones	0.150700	478	67.8%	-
Con fallos y reparaciones con 1 repuesto	0.833800	2112	16.43%	0.81%
Con fallos y reparaciones con 2 repuestos	0.977500	4272	2.10%	22.22%
Con fallos y reparaciones con redundancia mínima necesaria	0.999860	8128	0.34%	100.0%
Con fallos, reparaciones y ECLSS de emergencia	0.999994	13017	0.00%	0.00%

### 3.5. Discusión

La cantidad de oxígeno inicial en el tanque no incide mucho en la confiabilidad del sistema por más que se aumente. Con un repuesto por parte el %R(EoM) aumenta levemente al inicio y luego se estabiliza en 83% (figura 3.10). Aun así la cantidad de oxígeno inicial es importante, ayuda a reducir

la probabilidad de muertes debido a falta de tiempo de reparación sin recurrir automáticamente a un ECLSS de emergencia.

Al agregar más repuestos, los casos existentes de LoC dentro del tiempo de EoM se reducen bastante aunque los casos en número de muertes por OTTR no se reducen. Esto se soluciona gracias al ECLSS de emergencia que logra brindar oxígeno a la tripulación para terminar de realizar las reparaciones.

Una característica de los métodos no paramétricos es que el gráfico de confiabilidad no muestra de confiabilidad anterior al tiempo menor de fallo, es decir, que si el punto de tiempo menor en donde ocurrió un fallo fue, por ejemplo, en el día 1000, no se puede obtener la confiabilidad exacta en los días anteriores, ya que el gráfico no paramétrico muestra que la confiabilidad en el día 999 por ejemplo sería 1, pero esto ocurre solo dentro del total de simulaciones que se realizaron. Entonces para estimar la confiabilidad anterior al primer punto en infinitos puntos de tiempo, se realiza una ecuación de la recta entre el punto de tiempo 0 al primer punto de confiabilidad. Así en la Figura 3.19 si bien no muestra la confiabilidad exacta para el día 919, se puede calcular el estimado en base la ecuación de la recta, entre la confiabilidad del día 0 y el primer fallo (día 1559).

Otro factor importante es la cantidad de simulaciones requeridas. Se utilizan 3000 simulaciones dado que el error sería de solo un 0.3% según [14], pero al aumentar la exigencia en la confiabilidad proponiendo obtener solo 1 LoC dentro del EoM cada 10000 simulaciones, es necesario aumentar el número a esta cantidad. Además, al obtener métodos no paramétricos como resultado, mientras más simulaciones se realicen más exacto es el resultado, considerando que el rango de estudio (de 0 a 1000 días en los gráficos) queda muy pequeño en los métodos no paramétricos a medida que se va aumentando la confiabilidad, siendo cada vez más difícil obtener resultados precisos si no se aumenta la cantidad de simulaciones para obtener más puntos dentro del rango.

## Capítulo 4. Integración de Componentes y Análisis de Confiabilidad

---

### 4.1. Introducción

En este capítulo se muestra una aplicación práctica del paso a paso de la integración de los componentes junto al análisis de confiabilidad final del sistema completo, esto incluye también a los tanques de oxígeno, hidrógeno y agua más el sistema de respaldo, que corresponde al generador de oxígeno de emergencia y al reductor de CO<sub>2</sub> de emergencia.

Repitiendo el proceso del Capítulo 3, se logra seleccionar la cantidad de repuestos necesarios y calibrar los recursos en los tanques de cada componente por separado (así poder estimar la cantidad inicial de recursos en la integración). La cantidad seleccionada de repuestos por componente que se usan en la integración se encuentra en el Anexo B junto a su confiabilidad original. También se obtienen los resultados del análisis de confiabilidad final de cada componente por separado que se encuentra en el Anexo C.

Una vez que se terminan de realizar las simulaciones por componente, se comienza la integración de ellos y estudiar la sinergia existente entre los tanques interconectados.

### 4.2. Obtención de modelos por componente

Para realizar la integración primero se necesitan 2 modelos por cada componente de la Sección 2.2.4 Selección de tecnologías. Uno de estos modelos es la simulación del componente sin repuestos, ni tanques, ni sistema de respaldo, es decir la simulación en bruto del componente como tal existe en la literatura. Este sirve para generar tiempos de fallos aleatorios (según la distribución del modelo) que indica cuando falla una parte del componente. A este fallo se le denomina fallo no-mortal, ya que indicará solo cuando falla un componente suponiendo siempre que quedarán repuestos disponibles.

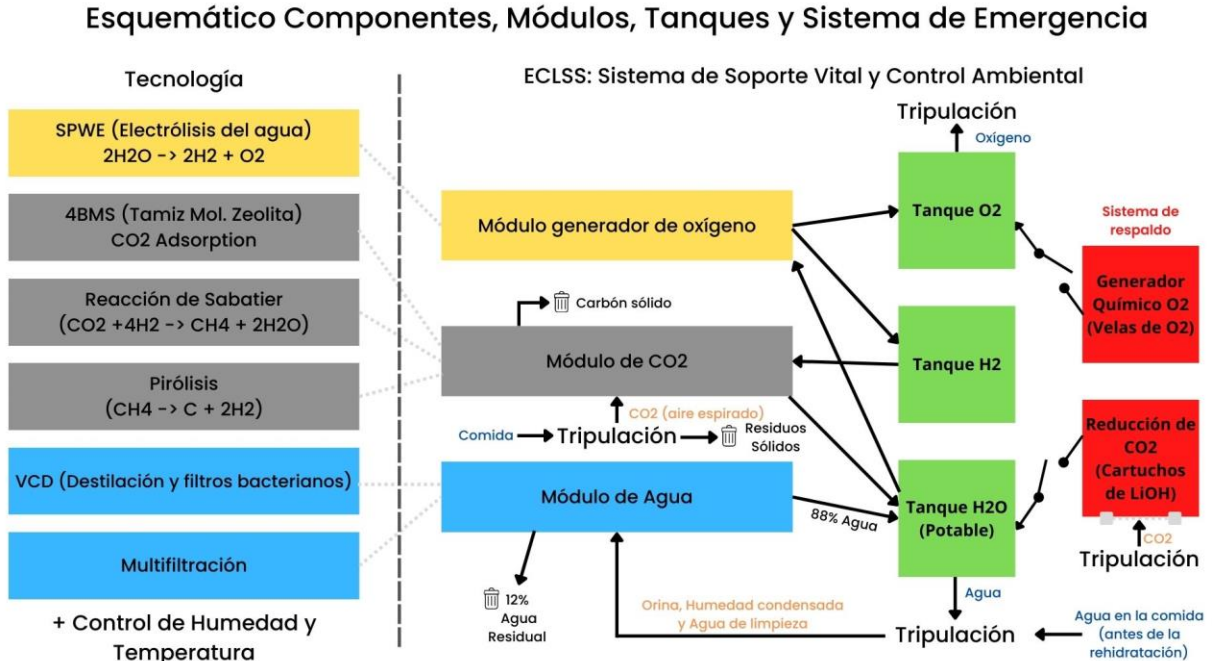
El siguiente modelo es la simulación del componente con la configuración de repuestos necesarios, pero sin tiempo de reparación, ni tanques ni sistema de respaldo. Es decir, como resultado entrega el tiempo del fallo total cuando se queda sin repuestos, a este fallo se le denomina fallo mortal, ya que sin repuestos disponibles no se puede reparar el componente y rápidamente se acabarán los recursos disponibles en los tanques.

Para usar ambos modelos en la integración no se usan las simulaciones completas, solo el resultado de la distribución de tiempos de fallos de cada uno. Por ejemplo si es paramétrico arrojará

los parámetros de forma y escala de Weibull. Si es no paramétrico arrojará los datos en bruto de la distribución de los tiempos de fallos. Usando las funciones de Matlab para generar números aleatorios de acuerdo a sus distribuciones, como se explica en la sección 2.3.2 (Análisis de Confiabilidad de un ECLSS de Larga Duración) se logra generar en muy pocas líneas de código (que reemplaza el resultado final de distribución de tiempos de fallos) para ir generando fallos por partes del componente y el fallo mortal que indica cuando se acaban los repuestos del componente.

### 4.3. Integración de los modelos y tanques

Debido a que existen componentes de distintos módulos (O<sub>2</sub>, CO<sub>2</sub> y H<sub>2</sub>O) que comparten recursos de tanques entre sí, la única forma de analizar el comportamiento de los tanques es integrándolos de forma externa a los módulos, interconectándolos entre ellos como se muestra en la Figura 4.1, con sus respectivas entradas y salidas. Cada módulo integra a sus componentes en un solo bloque, conectándose en serie. Así se reduce a solo dos modelos por módulo y no por componente, gracias a esta pre-integración.



**Figura 4.1 Esquemático de Componentes, Módulos, Tanques y Sistema de Emergencia**

Otra integración del sistema es el sistema de emergencia o sistema de respaldo, en donde se cuenta con 2 subsistemas, el Generador químico de O<sub>2</sub> y el Reductor de CO<sub>2</sub>.

El Generador químico de O<sub>2</sub> utiliza velas de oxígeno que contiene una mezcla de clorato de sodio y polvo de hierro, que al hacer ignición produce más oxígeno del que se requiere para la combustión, a una tasa fija de 6.5 horas-hombre de oxígeno por kilogramo de la mezcla. Se desea generar 21 kg de oxígeno para misión, entonces se necesitan 93.2 kg de la mezcla según cálculos estequiométricos. Esta tiene una vida útil de almacenamiento indefinida si se almacena correctamente. El subsistema se utiliza por ejemplo en vuelos comerciales, proveen oxígeno a los pasajeros para protegerlos de caídas de presión en la cabina.

El reductor de emergencia de CO<sub>2</sub> corresponde a 27 cartuchos de LiOH (hidróxido de litio), que contiene 100 kg de este recurso, que al absorber el CO<sub>2</sub> libera el 41% del peso consumido en agua. En total los 100 kg de LiOH podrían durar hasta 9 días (o 216 horas) continuos para una tripulación de 6 personas, es decir, generar hasta 41 kg de agua mientras absorbe el total de CO<sub>2</sub> generado por la tripulación. En la simulación este sistema se activa cada vez que el módulo de CO<sub>2</sub> falla, y se desactiva cuando vuelve a estar operativo el módulo.

Las reacciones químicas del sistema de emergencia son las siguientes:

- **Velas de oxígeno**
  - Reacción Química:  $2NaClO_3 \rightarrow 2NaCl_2 + 3O_2$
- **Cartuchos de hidróxido de litio**
  - Reacción Química:  $2LiOH + CO_2 \rightarrow Li_2CO_3 + H_2O$

#### 4.4. Simulación

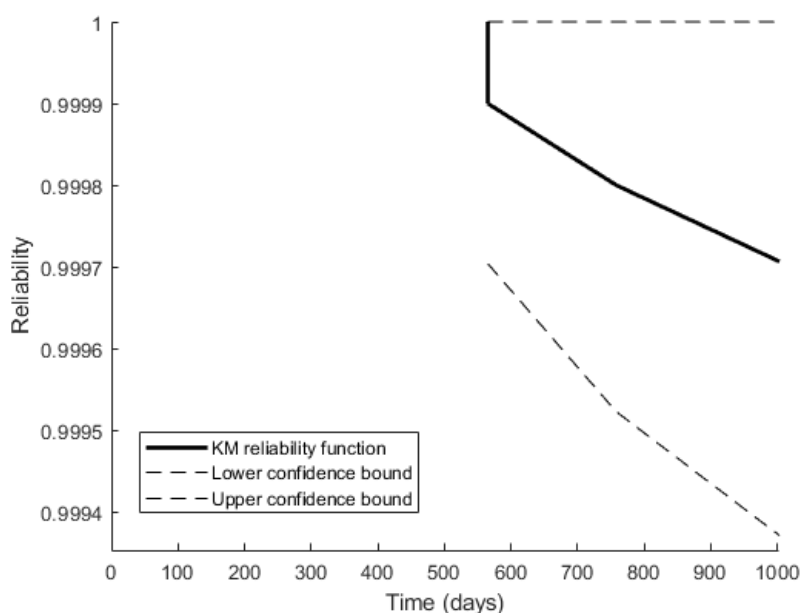
En la simulación, a la Figura 4.1 se le agregan los tiempos de reparaciones a cada módulo, que corresponden a la misma configuración del Capítulo 3, en donde también se realizan ajustes de los recursos que se consumen y generan para obtener el balance requerido, además que se integran los dos sistemas de respaldo.

Se definen las cantidades de recursos de las entradas y salidas de cada subsistema (mediante estequiometría principalmente, mostrados en el Anexo D), sistema de emergencia, y de la tripulación. Luego se ajustan las cantidades iniciales y cantidades máximas en los tanques de oxígeno, hidrógeno y agua, como también se configuran los límites establecidos que indican cuando se produce pérdida de tripulación, como quedarse sin sistema de remoción de CO<sub>2</sub>, quedarse sin agua o sin oxígeno.

Finalmente, luego de realizar 10000 ciclos iterativos de simulaciones, se obtiene el modelo final con su confiabilidad y se obtienen los gráficos de los recursos en los tanques en el tiempo en una simulación que se muestran en la siguiente sección de resultados.

## 4.5. Resultados

Se obtiene un modelo de confiabilidad no paramétrico con una confiabilidad de 0.99974 con límites de confianza del 95% que corresponden a 0.99945 y 1 (Figura 4.2), este resultado se puede comparar con el modelo de la ISS de [14] en donde se obtuvo una confiabilidad de 0.983. También se obtienen las causas de LoC dentro del EoM y fuera del EoM que se muestran en la Tabla 4.1 y el reporte de confiabilidad 10000 simulaciones en la Figura 4.3



**Figura 4.2 Confiabilidad en el tiempo del sistema completo**

**Tabla 4.1 Causas de pérdida de tripulación en 10000 simulaciones del sistema completo**

	LoC dentro del EoM	LoC fuera del EoM
Módulo generador de oxígeno	0	101
Módulo de CO2	0	8,029
Módulo de agua	2	1,868

```

Successfully generated reports

Reliability of the complete system with repairs and emergency system:
The system MTF is 3380 days
The system MTF rate is 0.00029584

Total LoC Outside EoM: 9998
Total LoC Inside EoM: 2
Of the Total_LoC_InsideEoM, there were 0 failures for running Out of Time To Repair (OTTR) the system.

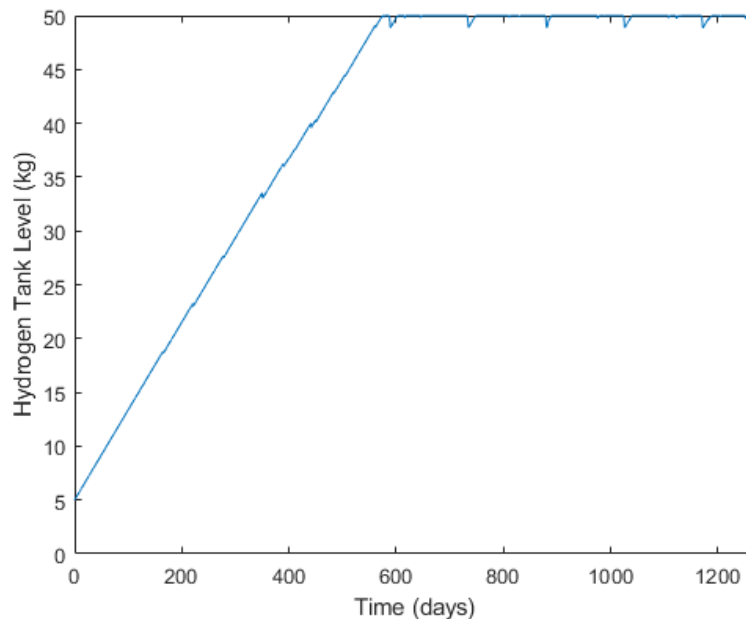
The program has run successfully with a total of 10000 simulations.

```

**Figura 4.3 Ventana de comandos de Matlab con reporte de confiabilidad de 10000 simulaciones del sistema completo**

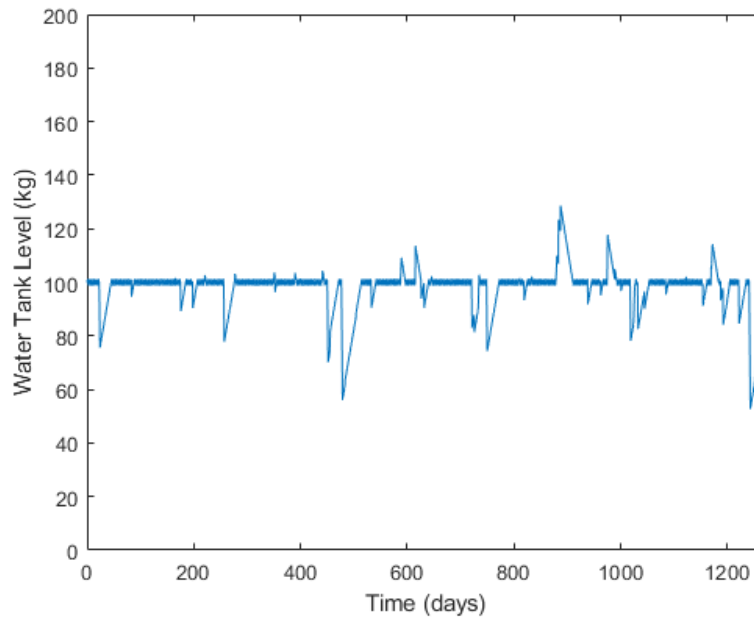
También se obtiene la evolución de los recursos en los tanques durante el tiempo hasta la pérdida de la tripulación, en este caso se muestra esta evolución de la simulación 10000 (última simulación).

En la Figura 4.4 se muestra la cantidad de hidrógeno, en donde aumenta debido a la electrólisis del agua y disminuye debido a fallos de la misma, también el hidrógeno es consumido por el módulo de CO2 para producir agua.



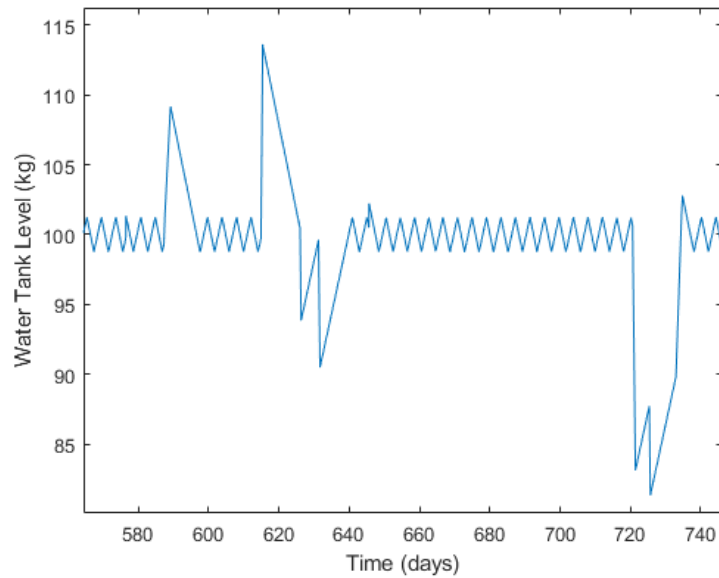
**Figura 4.4 Cantidad de hidrógeno en el tanque en el tiempo**





**Figura 4.5 Cantidad de agua en el tanque en el tiempo**

En la Figura 4.5 se muestra el tanque de agua, que es afectado en gran medida por el consumo de la tripulación, el consumo de la electrólisis y fallos del sistema de agua en sí, y aumenta debido a fallos del módulo de oxígeno (ya que al no funcionar no se está consumiendo agua) y aumenta también gracias al módulo de CO<sub>2</sub> que produce agua o los cartuchos de LiOH que igual generan agua cuando el módulo de CO<sub>2</sub> no está en funcionamiento. En la Figura 4.6 se muestra el mismo gráfico pero con aumento para observar mejor la evolución, en donde se destaca el aumento y descenso periódico por la higiene de la tripulación, en donde cuando se tiene más de 101 kg de agua la tripulación se permite usar agua para higiene personal, cuando este es menor, se deja de utilizar agua para ese motivo. En consecuencia se tiene un periodo de higienización aproximada a un día por medio y el agua se mantiene en 100 kg en promedio.

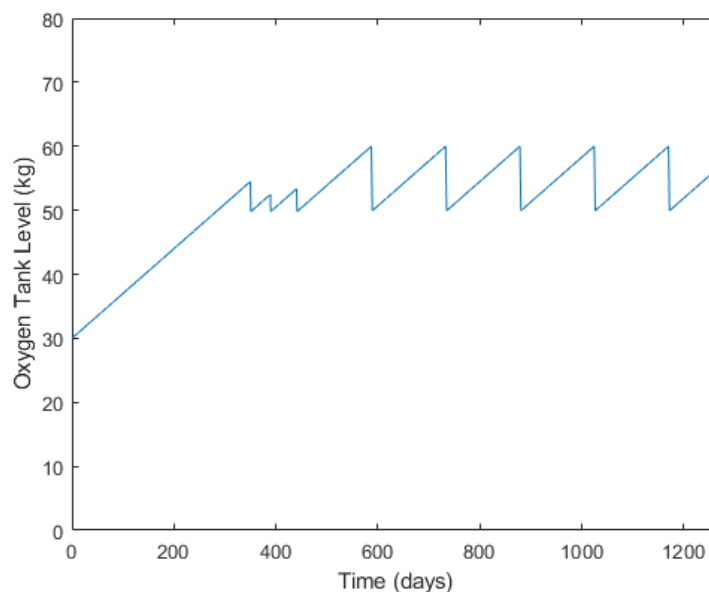


**Figura 4.6 Cantidad de agua en el tanque en el tiempo con aumento**

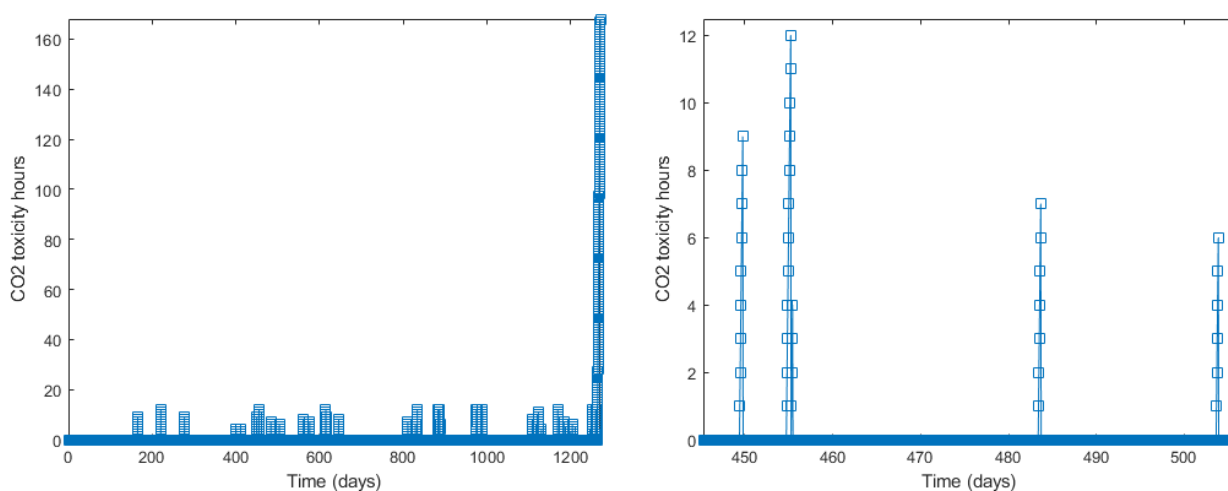
En la Figura 4.7 se muestra el tanque de oxígeno, que es afectado por el consumo de la tripulación, por fallos del sistema en sí y por activación del sistema de emergencia. También este sistema se configura con una particularidad, que hace que cuando se tenga más de 60 kg el subsistema se apague automáticamente para dejar de consumir agua, y cuando sea menor a 50 kg volver a activar el sistema, así se evita también que ocurra un exceso de oxígeno en el tanque y se tenga que ventilar al espacio.

En la Figura 4.8 se muestran las horas de toxicidad de CO<sub>2</sub> que se está sometiendo la tripulación, causante de la acumulación de CO<sub>2</sub> debido a algún fallo en el módulo del mismo. El sistema de emergencia en este caso serían los cartuchos de LiOH, en donde se activan 12 horas de uso de los cartuchos (de las 216 horas en total) cada 12 horas de toxicidad de CO<sub>2</sub> para mantener los niveles bajos. En el caso que el subsistema de CO<sub>2</sub> se reactive antes de las 12 horas, este es capaz de absorber la cantidad acumulada de CO<sub>2</sub> sin problemas. El nivel máximo de horas de CO<sub>2</sub> acumuladas son 168 horas (7 días), si se alcanza esta cantidad, la tripulación muere por intoxicación de CO<sub>2</sub>.

Luego que se finaliza el proceso, con los ajustes bien definidos, se tiene todo lo necesario para obtener la masa equivalente del sistema.



**Figura 4.7** Cantidad de oxígeno en el tanque en el tiempo



**Figura 4.8** Horas de toxicidad de CO2 en el tiempo (izquierda) y su aumento en porción central (derecha)

## 4.6. Discusión

De acuerdo a como vimos en el presente capítulo, la integración de los componentes y los tanques hacen posible caracterizar el sistema, lo que nos permite estudiar al detalle su comportamiento, sustentabilidad y confiabilidad.

La gestión de los recursos es vital para obtener buenos resultados, como apagar los módulos cuando no se necesiten y a la vez para no desperdiciar recursos, o cuidar el agua priorizando el uso más vital y no tanto así para la higiene diaria (como entrar en “modo ahorro” cuando se necesite), ya

que si se utiliza la cantidad destinada a higiene todos los días el modelo no sería sustentable y se necesitarían sumar otras tecnologías y recursos para cumplir con la falta de agua.

En el tanque de hidrógeno (Figura 4.4) se observa que se desperdicia este recurso cuando llega al máximo, ya que para generar tal cantidad de oxígeno obliga a generar más hidrógeno (por la electrólisis del agua), que no se necesita tanto en las tecnologías seleccionadas para el ECLSS. Pero esto no quiere decir que no se puede utilizar para otro sistema, por ejemplo podría servir como combustible o también se podría utilizar *in situ* en Marte para generar más agua con la Reacción de Sabatier aprovechando el CO<sub>2</sub> del planeta.

Para mejorar la caracterización del sistema, es necesario simular las partes críticas (como el tanque de oxígeno) como un componente aparte en la integración, para así poder reconocer cuando específicamente este falla y poder quitar el oxígeno disponible en el tanque.

Cabe mencionar que el sistema modelado en el presente trabajo es simulado considerando un almacenamiento de comida infinito, de tal forma de poder estudiar la confiabilidad de la tecnología del sistema a lo largo del tiempo. Por lo que en un escenario realista el sistema se limitaría 100% a la cantidad de comida almacenada para sobrevivir, que no debería ser un problema si se respetan las porciones destinadas desde un inicio hasta que acabe la misión. Sin embargo, a pesar que la comida no es considerada dentro de la confiabilidad, sí es considerada en la masa del sistema en el siguiente capítulo.

## Capítulo 5. Masa Equivalente del Sistema

---

### 5.1. Introducción

En este capítulo se aplica la teoría del ESM mencionado en la sección 2.4 al modelo resultante del Capítulo 4. Con el número de repuestos, componentes, masa y tanques, y volumen del sistema se puede estimar la masa equivalente, necesitando también datos de literatura como los factores de equivalencia.

Finalmente se compara el modelo obtenido con un sistema real adaptado para una misión a Marte. Este sistema es la ISS, que para hacer una comparación se utilizan algunos datos de G. Detrell [14] donde realiza esta adaptación.

El objetivo de este análisis es comparar el modelo con algo conocido para demostrar cuál de estos modelos es más eficiente en cuanto a masa y confiabilidad con las mismas características de misión.

### 5.2. Valores Definidos y Factores de Equivalencia

Primero se necesita saber el volumen del sistema, requerimientos de energía de las fuentes de alimentación, energía destinada a refrigeración y parámetros de equivalencia usados para un perfil de misión de tránsito a Marte [9].

#### 5.2.1 Factores de Equivalencia

Para homologar resultados, se usan los factores de equivalencia utilizados en [13] y se selecciona el mismo volumen del sistema que corresponden a  $500 \text{ m}^3$ , que resulta la Tabla 5.1.

**Tabla 5.1 Factores de Equivalencia ESM [28]**

Volumen	Energía de alimentación	Refrigeración
9.16 kg/m <sup>3</sup>	107 kg/kW	60 kg/kW

#### 5.2.2 Configuraciones Iniciales

Se define la cantidad de recurso inicial por cada tanque y su capacidad máxima. Los datos del modelo de la ISS de la Tabla 5.2 son la configuración seleccionada en la simulación de G. Detrell.

Estos datos son comparados con la configuración inicial seleccionada para el estudio del modelo realizado en el Capítulo 4.

**Tabla 5.2 Configuración inicial en la ISS y en el Modelo**

Recurso	Configuración inicial ISS		Configuración inicial Modelo	
	Cantidad inicial (kg)	Capacidad (kg)	Cantidad inicial (kg)	Capacidad (kg)
N <sub>2</sub>	890	895	890	895
O <sub>2</sub>	50	80	30	80
H <sub>2</sub>	255	260	5	50
H <sub>2</sub> O	370	710	100	200
Comida	2200	2200	2200	2200

### 5.2.3 Masa calculada por componente

En función de encontrar la Masa Equivalente del Sistema, primero se necesita saber la masa de cada componente, su volumen, energía de alimentación requerida y energía de refrigeración requerida, este último es el equivalente del calor generado en el componente. Estos datos se obtienen de [13] y [14], y se muestran en la Tabla 5.3 y Tabla 5.4 para la ISS y el modelo respectivamente.

También es necesario saber el resto de la masa del sistema, esto incluye a los OGS (como la cantidad de filtros que se debe llevar para el correcto funcionamiento del MF), la masa total de todos los repuestos y el total de volumen que estos ocupan. Estos datos se muestran en la Tabla 5.5 y Tabla 5.6 para a ISS y el modelo respectivamente.

**Tabla 5.3 Datos intrínsecos componentes ISS**

	N	Masa del componente (kg)	Volumen del componente (m <sup>3</sup> )	Energía requerida (kW)	Refrigeración requerida (kW)
4BMS	2	200	0.39	0.86	0.86
SPWE	2	113	0.14	1.47	1.47
VCD	1	128	0.36	0.09	0.09
MF (higiene)	2	635	2.36	0.2	0.2
MF (potable)	1	318	1.18	0.1	0.1
SR	2	43	0.80	0.05	0.27
Total	-	2428	8.92	5.35	5.79

**Tabla 5.4 Datos intrínsecos componentes Modelo**

	<b>N</b>	<b>Masa del componente (kg)</b>	<b>Volumen del componente (m<sup>3</sup>)</b>	<b>Energía requerida (kW)</b>	<b>Refrigeración requerida (kW)</b>
4BMS	1	201	0.39	0.86	0.86
SPWE	1	113	0.14	1.47	1.47
VCD	1	128	0.37	0.09	0.09
MF	1	476	2.25	0.30	0.20
SR	1	43	0.80	0.05	0.28
PYRO	1	154	0.80	0.45	0.10
Total	-	1115	4.75	3.22	3.00

**Tabla 5.5 OGS, Masa y Volumen Repuestos ISS**

	<b>Objetos gastables de suministro (kg)</b>	<b>Masa total de los repuestos (kg)</b>	<b>Volumen del repuesto (m<sup>3</sup>)</b>
4BMS	0	480	0.59
SPWE	0	271	0.21
VCD	0	410	0.72
MF (higiene)	2407	2540	5.89
MF (potable)	1203	1270	2.94
SR	0	103	1.20
Total	3610	5074	11.55

**Tabla 5.6 OGS, Masa y Volumen Repuestos Modelo**

	<b>Objetos gastables de suministro (kg)</b>	<b>Masa total de los repuestos (kg)</b>	<b>Volumen del repuesto (m<sup>3</sup>)</b>
4BMS	0	388	0.75
SPWE	0	296	0.46
VCD	0	229	0.65
MF	1,310	947	4.48
SR	0	73	1.36
PYRO	0	116	0.60
Total	1,310	2,049	8,30

Finalmente, es necesario saber la masa de los tanques, el volumen de estos y los consumibles que corresponden a los recursos iniciales. También se considera la cantidad de comida estimada para la misión, estos se muestran en la Tabla 5.7 para la ISS y el modelo. Se tiene que los tanques de la ISS en H<sub>2</sub>, CO<sub>2</sub> y H<sub>2</sub>O son de mayor tamaño en que el modelo diseñado, como también es mayor en la cantidad de consumibles iniciales. Esto es así porque en la ISS se desperdicia una mayor masa en el transcurso, por lo que se necesitan más recursos para compensar la pérdida.

**Tabla 5.7 Masa, volumen y consumibles de los tanques de la ISS y del Modelo**

	ISS			Modelo		
	Masa del tanque (kg)	Volumen del tanque (m <sup>3</sup> )	Consumibles (kg)	Masa del tanque (kg)	Volumen del tanque (m <sup>3</sup> )	Consumibles (kg)
N <sub>2</sub>	576	1.11	890	576	1.11	890
O <sub>2</sub>	20	0.07	50	20	0.07	30
H <sub>2</sub>	26	3.66	255	10	0.07	5
CO <sub>2</sub>	10	0.03	0	10	0.03	0
H <sub>2</sub> O	35.5	0.71	370	20	0.71	100
Comida	1000	7.84	2200	1000	7.84	2200
Total	1667.5	13.42	3765	736	9.83	3225

### 5.3. Resultados

Se calcula la Masa Equivalente del Sistema para la ISS y el modelo diseñado usando la metodología mencionada en la Sección 2.4. que resulta en la Tabla 5.8.

Se obtiene que el ESM de los ECLSS de la ISS y el modelo resultan 17.6 y 9.14 toneladas respectivamente. Ahora bien, si se desea considerar solo la masa física esta sería menor, correspondiendo a 16.7 toneladas para la ISS y 8.45 toneladas para el modelo diseñado. Como referencia la carga útil del Starship (cohetes que podría ir a Marte) tendría una carga útil máxima de unas 100 toneladas [34].



**Tabla 5.8 ESM ISS y Modelo con porcentaje que ocupan del total del modelo**

Componente	ISS		Modelo	
	Peso (en toneladas)	Porcentaje del modelo (%)	Peso (en toneladas)	Porcentaje del modelo (%)
Masa del componente	2.40	13.6	1.12	12.3
Masa de objetos gastables de suministro	3.60	20.4	1.31	14.3
Volumen de componentes	0.10	0.6	0.08	0.9
Masa de los repuestos	5.00	28.4	2.05	22.4
Masa de los tanques	1.70	9.7	0.74	8.1
Volumen de los tanques	0.10	0.6	0.09	1.0
Consumibles	3.80	21.6	3.23	35.3
Potencia requerida	0.60	3.4	0.34	3.7
Calefacción generada	0.30	1.7	0.18	2.0
<b>Total</b>	<b>17.60</b>	<b>100</b>	<b>9.14</b>	<b>100</b>

## 5.4. Discusión

Para un viaje a Marte es importante considerar no solo la masa física del sistema, sino también la energía requerida para mantener en funcionamiento los componentes y mantenerlos en su temperatura adecuada. Los resultados muestran que el modelo diseñado en el presente trabajo es de bajo costo estimado en masa equivalente del sistema comparado con la configuración de la Estación Espacial Internacional, y en cuanto a masa física también el modelo sería viable ser utilizado en una nave espacial como el Starship.

Dependiendo de las características de la nave en cuanto a capacidades (de carga útil y volúmenes), la redundancia y por ende la confiabilidad y ESM del sistema podría variar. De ahí la importancia de conocer bien las características de la misión, alcances y limitaciones antes de diseñar o modelar un ECLSS.

## Capítulo 6. Conclusiones

---

### 6.1. Discusión

La confiabilidad y la masa equivalente del sistema son dos herramientas muy importantes a la hora de analizar y comparar eficiencia entre distintos modelos, y resumen los resultados de sistemas complejos a simples cifras.

Los datos de los Factores de Equivalencia de la Tabla 5.1 no son los más actuales, estos son del 2004 (*NASA published the Advanced Life Support Baseline Values and Assumptions Document 2004* [28]), existiendo una versión del 2022 [9]. Esto es debido a que para homologar los resultados del ESM con el modelo de la ISS de G. Detrell [14] se tienen que usar los mismos factores de equivalencia usados en su trabajo. De lo contrario se debiera crear otro modelo de la ISS según los parámetros del presente trabajo y obtener resultados propios del modelo, lo cual extendería el trabajo y quedaría fuera de alcance de los objetivos propuestos.

Este trabajo depende mucho de los datos de confiabilidad de las tecnologías usadas, datos que en su gran mayoría son antiguos (desde el diseño de la ISS) y escasos. Aunque la tecnología no ha cambiado mucho se esperan actualizaciones a futuro.

La metodología de simulación con el Método de Montecarlo (método no determinista) se logran simulaciones de buen resultado, que gracias a los números pseudoaleatorios de Matlab se pudieron obtener casos de fallos difíciles de entrever y todos los casos posibles para resolver los problemas de mejor forma y precisión, a la vez obtener una confiabilidad más representativa.

En los próximos años se espera que se mejore la tecnología usada el día de hoy, con ideas innovadoras que permitan una mayor confiabilidad en los componentes, a la vez disminuyendo la masa del sistema.

Para lograr mantener con vida a personas fuera de la Tierra, en un ambiente tan hostil y aislado un ECLSS de emergencia es fundamental para lograr una buena confiabilidad, como también lo es encontrar la forma de aprovechar los recursos al máximo y gestionarlos eficientemente para desperdiciar la menor cantidad posible. Por lo que aumentar la cantidad de repuestos no necesariamente aumenta la confiabilidad si no se cuentan con estas consideraciones. Por más repuestos que se tenga, si no se tiene la capacidad de mantener con vida a los astronautas cuando ocurran fallos, no aumenta la confiabilidad. Para saber cómo mejorar la confiabilidad del sistema se

deben saber las causas de fallo, si se realizaron fuera o dentro del periodo de la misión y la cantidad de ellos.

Es de vital importancia universalizar o compatibilizar lo más posible las partes del sistema para lograr así disminuir la cantidad de repuestos exclusivos por componentes, aumentar la confiabilidad y disminuir los repuestos necesarios en general. Por ejemplo, que las válvulas del módulo generador de oxígeno puedan servir para el módulo de CO<sub>2</sub> y viceversa, así en vez de necesitar 3 repuestos de válvulas por cada submódulo para lograr una buena confiabilidad, solo se necesitarían 5 repuestos en total y no 6. Evitando también problemas como el ocurrido en el Apollo 13 [35] en donde al entrar los tripulantes en su modo “bote salvavidas” por la explosión del tanque de oxígeno, casi mueren intoxicados por los altos niveles de dióxido de carbono, solo porque las aberturas de los cartuchos de hidróxido de litio (diseñados para eliminar el gas de la nave espacial) del Módulo Lunar *Aquarius* eran distintos a los del Módulo de Comando, unos eran redondos y los del otro cuadrados, haciendo que los ingenieros idearan métodos de urgencia para colocar una “clavija cuadrada en un orificio redondo” que afortunadamente resultó en un éxito.

Por último, los estudios de confiabilidad para el espacio profundo con esta tecnología han llegado a resultados de confiabilidad entre 99.0% a un 99.9% [13] [14] [29], por lo que el resultado del modelo diseñado (confiabilidad por sobre los 99.97%) se considera positivo. Sin embargo, los estudios mencionados son más completos en cantidad de componentes (que se podría verse reflejado con esta confiabilidad menor a 99.9%), lo que complica realizar una comparación precisa, pero sirve para estimar. Además, cada estudio realiza simulaciones con distintas características, algunos con tiempos de reparaciones, otros sin tiempos de reparaciones, diferente selección de repuestos y gestión de recursos entre ellos.

## 6.2. Conclusiones

A modo de conclusión, se propone un modelo de sistema de soporte vital para viajes tripulados de larga duración. Es capaz de funcionar en lazo cerrado y aislado de cualquier reabastecimiento para una misión de 919 días y una tripulación de 6 personas. Se logra una confiabilidad superior al modelo de la Estación Espacial Internacional, considerando sistemas de soporte vital de emergencia, gestión y control de recursos (agua, oxígeno, hidrógeno y dióxido de carbono). Se logra también un bajo costo estimado en masa equivalente del sistema en comparación con el modelo de la Estación Espacial Internacional. Además, dada la “poca masa” requerida comparada con la carga útil del cohete permite aumentar la redundancia para hacerlo aún más confiable.

### 6.3. Trabajo Futuro

Como trabajo a futuro se busca complementar el modelo con más tecnologías para hacerlo más completo, como el control de temperatura, humedad, partículas contaminantes, o incluso la protección radiológica. Además de mejorar la comparación con otros modelos (por ejemplo el de la ISS) realizando una propia homologación de confiabilidad y usando los factores de equivalencia más actuales para la masa equivalente del sistema.

También a más largo plazo se pueden crear versiones de modelos bioregenerables incorporando el uso de plantas o algas, como también modelos con estancias más prolongadas en Marte aprovechando recursos in situ marcianos.

En todas las simulaciones sobra una gran cantidad de repuestos. Esto se podría reducir gracias a la impresión 3D, en donde si los componentes son fabricados con materiales imprimibles (o a futuro modificar los componentes para que cumplan este fin) se podría reducir significativamente la masa por repuestos, más aún si se comparten materiales en común entre los componentes.

Hoy en día también existe una necesidad de hacer los componentes más confiables y menos costoso en masa equivalente del sistema, de tal forma que tengan la menor cantidad posible de objetos gastables de suministros. También es necesario sumar una optimización más robusta para los repuestos, considerando una optimización multivariable entre la redundancia, confiabilidad y masa del sistema.

Sería interesante buscar formas de aplicar estas bases a la Tierra, como poder atrapar y transformar la contaminación ambiental para crear agua o diseñar algún mecanismo que atrape el dióxido de carbono de las chimeneas (industriales principalmente) con los Tamices Moleculares de 4 Camas que pueda ser aspirado o tratado.

Finalmente, los sistemas de soporte vital para misiones de larga duración es un área que está iniciando y está en pleno desarrollo. Es por esto que existe una gran necesidad de investigación, análisis y experimentación para lograr el objetivo de alcanzar Marte en una misión tripulada para la próxima década.

## Capítulo 7. Bibliografía

---

- [1] S. J. Hoffmann y D. I. Kaplan, “Human Exploration of Mars: The Reference Mission of the NASA Mars Exploration Study Team,” Houston, Texas, NASA Special Publication 6107. Lyndon B. Johnson Space Center, Jul. 1997.
- [2] NASA and MSFC, “Environmental Control and Life Support System (ECLSS),” Huntsville, AL, USA, Rep. G-281237, Aug. 2017. Accessed: Nov. 10, 2021. [Online]. Available: [https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/g-281237\\_eclss\\_0.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/g-281237_eclss_0.pdf).
- [3] Hadfield, Chris; Masterclass,; Space Exploration Masterclass, frase traducida del inglés al español, 2018.
- [4] NASA and MSFC, “International Space Station Environmental Control and Life Support System,” Huntsville, AL, USA, Rep. 8–368788, May 2008. Accessed: Nov. 10, 2021. [Online]. Available: [https://www.nasa.gov/centers/marshall/pdf/104840main\\_eclss.pdf](https://www.nasa.gov/centers/marshall/pdf/104840main_eclss.pdf).
- [5] H. W. Jones, E. W. Hodgson, and M. H. Kliss, “Life Support for Deep Space and Mars,” in *44th International Conference on Environmental Systems*, Tucson, Arizona, USA, Jul. 2014. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20140011164>.
- [6] R. N. Schaezler and A. J. Cook, “Report on ISS O<sub>2</sub> Production, Gas Supply & Partial Pressure Management,” in *45th International Conference on Environmental Systems*, Bellevue, Washington, USA, Jul. 2015.
- [7] “MATLAB.” 2018. version 9.4.0.813654 (R2018a), Natick, Massachusetts: The MathWorks Inc., 2018.
- [8] P. Wieland, *Designing for Human Presence in Space: an Introduction to Environmental Control and Life Support Systems*. Alabama, USA: NASA Reference Publication 1324, 1994.
- [9] M. K. Ewert, T. T. Chen, and C. D. Powell, “Life Support Baseline Values and Assumptions Document,” 2022. [Online]. Available: <http://www.sti.nasa.gov>.
- [10] M. Lv et al., “Development of Simulation Platform for Physicochemical Regenerative Environment Control and Life Support System in Space Station,” in *IEEE 11th Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA)*, Hefei, China, Jun. 2016.
- [11] S. F. Yates, A. Childers, N. Brom, S. Skormuski, C. Lo, and M. B. Abney, “Hydrogen Recovery by Methane Pyrolysis to Elemental Carbon,” in *49th International Conference on Environmental Systems*, Jul. 2019, Boston, Massachusetts, USA, Jul. 2019.
- [12] O. Adebola, “Reliability and Replication Techniques for Improved fault Tolerance in Distributed Systems”, doi: 10.13140/RG.2.2.10586.49607.
- [13] H. W. Jones, “Design and Analysis of a Flexible, Reliable Deep Space Life Support System,” in *42nd International Conference on Environmental Systems*, San Diego, California, Jul. 2012.
- [14] G. Detrell, "Analysis and Simulation of a Synergetic Environmental Control and Life Support System for Long Duration Spaceflight", Thesis, Doctoral degree, Stuttgart, Alemania, Oct. 2015, Faculty of aerospace Engineering and Geodesy, University of Stuttgart.
- [15] Matlab, “Weibull Parameter Estimates.” <https://la.mathworks.com/help/stats/wblfit.html> (Accedido Ene. 07, 2022).

- [16] Matlab, “Weibull Cumulative Distribution Function.” <https://la.mathworks.com/help/stats/wblcdf.html> (accessed Ene. 07, 2022)..
- [17] M. Mittner, A. Heathcote, G. E. Hawkins y B. U. Forstmann, “Modeling Distracted Performance Strategies for modelling the human brain View project Mind-wandering and attentional flux View project Modeling Distracted Performance”.
- [18] Matlab, “Weibull Random Numbers.” <https://www.mathworks.com/help/stats/wblrnd.html> (accedido en Ene. 03, 2022).
- [19] Matlab, “Anderson-Darling Test.” <https://es.mathworks.com/help/stats/adtest.html> (accedido en Ene. 03, 2022)..
- [20] Matlab, “Kaplan-Meier Method.” <https://www.mathworks.com/help/stats/kaplan-meier-methods.html> (accedido en 03 Enero 2022).
- [21] M. Rausand, , A. Barros y A. Hoyland, "System Reliability Theory: Models, Statistical Methods, and Applications." New Jersey, EEUU: John Wiley & Sons: ISBN 978-1-119-37352-0, 2004.
- [22] R. J. Roy, y C. Ellithorpe, “Electrochemical Solutions for Advanced Life Support,” in 49th International Conference on Environmental Systems, Boston, Massachusetts, EEUU, Jul. 2019.
- [23] K. Takada, , L. E. Velasquez, S. van Keuren, P. S. Baker, y S. H. Mcdougale, “Advanced Oxygen Generation Assembly for Exploration Missions,” in 49th International Conference on Environmental Systems, Boston, Massachusetts, Jul. 2019.
- [24] R. L. Carrasquillo, , “ISS ECLSS Technology Evolution for Exploration,” in 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, Ene. 2005..
- [25] M. Sakurai, , T. Terao, y Y. Sone, “Development of Water Electrolysis System for Oxygen Production Aimed at Energy Saving and High Safety,” in 45th International Conference on Environmental System, 2015, Bellevue, Washington, EEUU, Jul. 2015.
- [26] McDonnell Douglas Corp, “Parametric Study of Manned Life Support Systems,” California, EEUU, Rep. N69-23112, Ene. 1969.
- [27] H. Jones, , “Life Support Dependability for Distant Space Missions”, in 40th International Conference on Environmental Systems, Barcelona, España, Jul. 2010. doi: 10.2514/6.2010-6287.
- [28] A. J. Hanford, “Advanced Life Support Baseline Values and Assumptions Document”, Houston, Texas, EEUU, Tech. Rep. NASA/CR-2004-208941, Paper 3, Agos. 2004. [Online]. Available: <http://docs.lib.purdue.edu/nasatr/3>.
- [29] A. C. Owens, “Quantitative Probabilistic Modeling of Environmental Control and Life Support System Resilience for Long-Duration Human Spaceflight”, Thesis, Master of Science in Aeronautics and Astronautics, Boston, Massachusetts, EEUU, Sep. 2014, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology.
- [30] H. Jones, “Lower Level Repair Can Easily Fail Due to High Complexity”, in 50th International Conference on Environmental Systems, Lisbon, Portugal, Jul. 2020..
- [31] Matlab, “Lognormal Random Numbers.” <https://www.mathworks.com/help/stats/lognrnd.html> (accedido en 04 junio 2022).
- [32] SpaceX, “Mars & Beyond: The Road to Making Humanity Multiplanetary.”, <https://www.spacex.com/human-spaceflight/mars/> (accedido el 12 Enero 2022).

- [33] P. O. Wieland, “Living Together in Space: The Design and Operation of the Life Support Systems on the International Space Station”, Alabama, USA, Tech. Rep. NASA/TM-1998-206956/Volume I, Ene. 1998.
- [34] SpaceX, “Starship”, <https://www.spacex.com/vehicles/starship/> (accedido el 13 de julio 2022)..
- [35] NASA, “Apollo 13: The Successful Failure”, <https://www.nasa.gov/centers/marshall/history/apollo/apollo13/index.html> (accedido el 06 agosto 2022).

## **Anexo A. Ejemplos de Reportes en la Simulación**

---

- **Reporte con fallo fuera del tiempo de la misión (con 1 repuesto):**

*Report of Simulation N°1996*

*Day 100: The SPWE\_PressureController1 has failed*

*Day 101: The SPWE\_PressureController1 has been repaired*

*Day 735: The SPWE\_PressureController2 has failed*

*Day 736: The SPWE\_PressureController2 has been repaired*

*Day 777: The SPWE\_PowerSupply has failed*

*Day 777: The SPWE\_PowerSupply has been repaired*

*Day 888: The SPWE\_FlowRestrictor1 has failed*

*Day 890: The SPWE\_FlowRestrictor1 has been repaired*

*Day 1666: The SPWE\_PowerSupply has failed*

*Day 1682: The crew has died from lack of oxygen*

*Cause of failure Outside of EoM time: SPWE\_PowerSupply failure with 0 spare parts*

- **Reporte con fallo dentro del tiempo de la misión (con 1 repuesto):**

*Report of Simulation N°1643*

*Day 175: The SPWE\_PressureController2 has failed*

*Day 176: The SPWE\_PressureController2 has been repaired*

*Day 220: The SPWE\_Valve2 has failed*

*Day 221: The SPWE\_Valve2 has been repaired*

*Day 405: The SPWE\_PressureController2 has failed*

*Day 411: The crew has died from lack of oxygen*

*WARNING!! Failure Inside of EoM time: SPWE\_PressureController2 failure with 0 spare parts*

*Days to repair the last SPWE\_PressureController2: 2*

- **Reporte con fallo dentro del tiempo de la misión y fuera del tiempo para reparar (con 1 repuesto):**

*Report of Simulation N°1788*

*Day 69: The SPWE\_FlowRestrictor2 has failed*

*Day 76: The crew has died from lack of oxygen*

*WARNING!! Failure Inside of EoM time: SPWE\_FlowRestrictor2 failure with 0 spare parts*

*Days to repair the last SPWE\_FlowRestrictor2: 2*

*Out of time to repair the system*

- **Reporte con fallo con 2 repuestos por parte del SPWE:**

*Report of Simulation N°2000*

*Day 155: The SPWE\_PressureController2 has failed*

*Day 156: The SPWE\_PressureController2 has been repaired*



*Day 249: The SPWE\_Valve1 has failed*  
*Day 249: The SPWE\_Valve1 has been repaired*  
*Day 555: The SPWE\_WaterPump has failed*  
*Day 555: The SPWE\_WaterPump has been repaired*  
*Day 1005: The SPWE\_WaterPump has failed*  
*Day 1006: The SPWE\_WaterPump has been repaired*  
*Day 1465: The SPWE\_PressureController1 has failed*  
*Day 1466: The SPWE\_PressureController1 has been repaired*  
*Day 1511: The SPWE\_PressureController1 has failed*  
*Day 1512: The SPWE\_PressureController1 has been repaired*  
*Day 1584: The SPWE\_WaterPump has failed*  
*Day 1599: The crew has died from lack of oxygen*  
*Cause of failure Outside of EoM time: SPWE\_WaterPump failure with 0 spare parts*

- **Reporte con activación de oxígeno de emergencia:**

*Report of Simulation N°1920*  
*Day 3: The SPWE\_WaterPump has failed*  
*Day 3: The SPWE\_WaterPump has been repaired*  
*Day 27: The SPWE\_PressureController2 has failed*  
*Day 28: Emergency oxygen has been activated by adding 21 kg*  
*Day 29: The SPWE\_PressureController2 has been repaired*  
*Day 205: The SPWE\_PressureController1 has failed*  
*Day 205: The SPWE\_PressureController1 has been repaired*  
*Day 270: The SPWE\_Valve1 has failed*  
*Day 271: The SPWE\_Valve1 has been repaired*  
*Day 702: The SPWE\_WaterPump has failed*  
*Day 703: The SPWE\_WaterPump has been repaired*  
*Day 1899: The SPWE\_FlowRestrictor1 has failed*  
*Day 1900: The SPWE\_FlowRestrictor1 has been repaired*  
*Day 2021: The SPWE\_FlowRestrictor2 has failed*  
*Day 2021: The SPWE\_FlowRestrictor2 has been repaired*  
*Day 2293: The SPWE\_PressureController1 has failed*  
*Day 2293: The SPWE\_PressureController1 has been repaired*  
*Day 2343: The SPWE\_FlowRestrictor2 has failed*  
*Day 2344: The SPWE\_FlowRestrictor2 has been repaired*  
*Day 2759: The SPWE\_PressureController2 has failed*  
*Day 2759: The SPWE\_PressureController2 has been repaired*  
*Day 3029: The SPWE\_PressureController1 has failed*  
*Day 3029: The SPWE\_PressureController1 has been repaired*  
*Day 3799: The SPWE\_FlowRestrictor1 has failed*  
*Day 3800: The SPWE\_FlowRestrictor1 has been repaired*  
*Day 3861: The SPWE\_PressureController1 has failed*  
*Day 3877: The crew has died from lack of oxygen*  
*Cause of failure Outside of EoM time: SPWE\_PressureController1 failure with 0 spare parts*

## Anexo B. Cantidad Seleccionada de Repuestos por Componente y su Confiabilidad Original

A continuación se muestran las cantidades de repuestos seleccionados de cada componente con sus respectivos detalles de confiabilidad original. Tabla B.1 correspondiente a los datos del SPWE, Tabla B.2 4BMS, Tabla B.3 VCD, Tabla B.4 MF, Tabla B.5 SR y Tabla B.6 PYRO. Los datos de confiabilidad de las tablas fueron calculados de [13] y [14].

**Tabla B.1 Cantidad de repuestos seleccionados del SPWE con sus respectivos detalles de confiabilidad original**

Ítem	Parte	Tasa de fallo por hora ( $\lambda$ )	MTTF (días)	Cantidad de cada parte	Cantidad total de repuestos
1	Electrolysis unit	1,00E-05	4,167	1	4
2	Flow restrictors	1,00E-05	4,167	2	6
3	H2 tank	5,00E-07	83,333	1	2
4	O2 tank	4,17E-08	1,000,000	1	1
5	Power supply	1,00E-05	4,167	1	4
6	Pressure controllers	1,00E-05	4,167	2	6
7	Valves	6,00E-06	6,944	2	6
8	Water pump	1,50E-05	2,778	1	7
Total		8.75E-05	476	11	36

**Tabla B.2 Cantidad de repuestos seleccionados del 4BMS con sus respectivos detalles de confiabilidad original**

Ítem	Parte	Tasa de fallo por hora ( $\lambda$ )	MTTF (días)	Cantidad de cada parte	Cantidad total de repuestos
1	Blower	8.00E-06	5,208	1	4
2	Desiccant bed	1.30E-05	3,205	2	5
3	Heat exchanger	5.99E-06	6,944	3	5
4	Humidity Sensor	1.00E-06	41,667	1	1
5	Pre-cooler	5.99E-06	6,944	1	4
6	Pressure Sensor	1.00E-05	4,167	2	5
7	Pump	1.50E-05	2,778	1	5
8	Sample Port	1.00E-05	4,167	2	5
9	Sorbent Bed	1.30E-05	3,205	2	5
10	Temperature Sensor	1.00E-05	4,167	1	4
11	Check Valve	6.00E-06	6,944	2	4
12	3-Way Valve	1.00E-05	4,167	6	8
Total		2.22E-04	188	24	55

**Tabla B.3 Cantidad de repuestos seleccionados del VCD con sus respectivos detalles de confiabilidad original**

Ítem	Parte	Tasa de fallo por hora ( $\lambda$ )	MTTF (días)	Cantidad de cada parte	Cantidad total de repuestos
1	Condenser / Separator	1.70E-05	2,451	1	5
2	Conductivity Sensor	4.67E-05	892	1	9
3	Distillation Assembly	7.02E-06	5,935	1	4
4	Level Sensor	1.00E-05	4,167	1	4
5	Pressure Regulator	1.00E-05	4,167	1	4
6	Pressure Sensor	1.10E-04	4,167	11	17
7	Pump	7.50E-05	2,778	5	12
8	Tank	1.00E-08	4,166,667	1	1
9	Temperature Sensor	2.00E-05	4,167	2	5
10	3-Way Valve	1.00E-05	4,167	1	4
11	Check Valve	3.00E-05	6,944	5	6
12	Relief Valve	2.00E-05	4,167	2	5
13	Electric Valve	3.00E-05	4,167	3	6
14	Manual Valve	2.40E-05	6,956	4	6
Total		4.10E-04	102	39	88

**Tabla B.4 Cantidad de repuestos seleccionados del MF con sus respectivos detalles de confiabilidad original**

Ítem	Parte	Tasa de fallo por hora ( $\lambda$ )	MTTF (días)	Cantidad de cada parte	Cantidad total de repuestos
1	Accumulator	5.00E-07	83,333	1	2
2	Conductivity Sensor	4.67E-05	892	3	20
3	Heat Exchanger	5.99E-06	6,956	2	5
4	Heater	1.00E-05	4,167	4	8
5	Ion Exchange Bed	3.37E-06	12,364	1	3
6	Multifiltration Bed	3.37E-06	12,364	6	5
7	Particulate Filter	1.39E-06	29,976	1	2
8	pH Adjuster	7.29E-06	5,716	1	4
9	Pressure Regulator	1.00E-05	4,167	1	4
10	Pressure Sensor	1.00E-05	4,167	1	4
11	Pump	1.50E-05	2,778	1	6
12	Temperature Sensor	1.00E-05	4,167	8	15
13	Electric Valve	1.00E-05	4,167	2	5
Total		3.60E-04	116	32	83

**Tabla B.5 Cantidad de repuestos seleccionados del SR con sus respectivos detalles de confiabilidad original**

Ítem	Parte	Tasa de fallo por hora ( $\lambda$ )	MTTF (días)	Cantidad de cada parte	Cantidad total de repuestos
1	Accumulator	5.00E-07	83,333	1	2
2	Blower	8.00E-06	5,208	1	4
3	Blower Silencer	5.00E-07	83,333	1	2
4	Condenser / Separator	1.70E-05	2,451	1	5
5	Flow Restrictor	1.00E-05	4,167	2	6
6	Flow Sensor	1.00E-05	4,167	5	8
7	Heater	1.00E-05	4,167	1	4
8	Level Sensor	1.00E-05	4,167	2	6
9	Liquid Trap	5.00E-07	83,333	2	2
10	Pressure Regulator	1.00E-05	4,167	1	4
11	Pressure Sensor	1.00E-05	4,167	4	7
12	Sabatier Reactor	2.00E-05	2,083	1	5
13	Temperature Sensor	1.00E-05	4,167	6	7
14	Electric Valve	1.00E-05	4,167	4	7
15	Manual Valve	6.00E-06	6,944	2	5
Total		3.60E-04	135	34	74

**Tabla B.6 Cantidad de repuestos seleccionados del PYRO con sus respectivos detalles de confiabilidad original**

Ítem	Parte	Tasa de fallo por hora ( $\lambda$ )	MTTF (días)	Cantidad de cada parte	Cantidad total de repuestos
1	Blower	5.00E-07	5208	1	4
2	Blower Silencer	8.00E-06	83333	1	2
3	Carbon Formation Reactor	5.00E-07	1667	2	7
4	Combustible Gas Sensor	1.70E-05	4167	1	4
5	Flow Restrictor	1.00E-05	4167	6	9
6	Flow Sensor	1.00E-05	4167	2	5
7	Heater	1.00E-05	4167	2	5
8	Pressure Sensor	1.00E-05	4167	3	7
9	Temperature Sensor	5.00E-07	4167	6	8
10	Check Valve	1.00E-05	6944	1	3
11	Electric Valve	1.00E-05	4167	5	7
Total		3.60E-04	132	30	61

## **Anexo C. Confiabilidad Resultante con Repuestos**

---

La confiabilidad final por componente del sistema resultante de la selección de repuestos mínimos necesarios se visualiza en la Tabla C.1.

**Tabla C.1 Confiabilidad resultante por componente con selección de repuestos final**

	<b>Confiabilidad al término de la misión (919 días)</b>	<b>Confiabilidad a los 1000 días</b>
4BMS	0.99980	0.99960
SPWE	0.99990	0.99980
VCD	0.99990	0.99970
MF	0.99994	0.99990
SR	0.99991	0.99990
PYRO	0.99996	0.99980

## **Anexo D. Entradas y Salidas por Subsistema**

---

La configuración de entradas y salidas por cada subsistema para una cantidad de 6 tripulantes, considerando una misión a Marte de 919 días se muestran en la Tabla D.1.

**Tabla D.1 Entradas y salidas por subsistema para 6 tripulantes en una misión a Marte de 919 días.**

	<b>Entrada (kg/día)</b>	<b>Salida (kg/día)</b>
Módulo generador de oxígeno	6.12 Agua potable	5.44 Oxígeno 0.68 Hidrógeno
Módulo de CO2	6.51 CO2	5.33 Agua potable 0.60 Hidrógeno
Módulo de agua	26.20 Agua residual	23.05 Agua Potable

**UNIVERSIDAD DE CONCEPCION – FACULTAD DE INGENIERIA  
RESUMEN DE MEMORIA DE TITULO**

**Departamento:** Departamento de Ingeniería Eléctrica.

**Carrera:** Ingeniería Civil Biomédica.

**Nombre del memorista:** Patrick Marcelo Smith Delgado.

**Título de la memoria:** Análisis de Confiabilidad y Simulación de Sistema de Soporte Vital para Misiones Espaciales de Larga Duración.

**Fecha de la presentación oral:** 02 de septiembre de 2022.

**Profesores Guía:** Esteban Pino Q. y Alejandro López T.

**Profesor Revisor:** Eduardo Wiechmann F.

**Concepto:**

**Calificación:**

**Resumen (máximo 200 palabras)**

Los viajes espaciales tripulados van en crecimiento y se prevé un proyecto ambicioso que consistiría en preparar un viaje tripulado a Marte. Un sistema de soporte vital es un grupo de dispositivos que permiten a un ser humano sobrevivir en el espacio. En un viaje tripulado de larga duración no se puede reabastecer el oxígeno, el agua o la comida desde la Tierra como se realiza actualmente en la Estación Espacial Internacional. Es por esto que se propone modelar un sistema de soporte vital que permita reciclar al máximo los recursos líquidos y gaseosos, considerando su confiabilidad, para hacer posible una estancia más prolongada. En el modelo propuesto se realizan simulaciones y análisis de confiabilidad del sistema completo que finaliza con un estudio de masa equivalente del sistema. Las simulaciones son dinámicas estocásticas realizadas mediante el método de Montecarlo. Se logra una confiabilidad de 0.99974 al término de la misión (de 919 días para una tripulación de 6 personas), con un sistema de soporte vital de emergencia. Se concluye que el modelo propuesto logra una confiabilidad superior al modelo de la Estación Espacial Internacional al término de la misión, logrando también un bajo costo estimado en masa equivalente del sistema.