



BENEMÉRITA UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE PUEBLA

FACULTAD DE CIENCIAS DE LA COMPUTACIÓN

**APROXIMACIÓN DE UN MODELO ANALÍTICO-MATEMÁTICO PARA EL LANZAMIENTO EN
TIEMPO REAL DE UN COHETE DE SATÉLITES GEOESTACIONARIOS EN MÉXICO**

**PROYECTO DE TRABAJO DE TESIS
PARA OBTENER EL GRADO DE:
INGENIERO EN CIENCIAS DE LA COMPUTACIÓN**

PRESENTA

JOSE ARELI CARRERA ROMÁN

MATRÍCULA: 200811215

ASESOR: DR. COLMENARES GUILLEN LUIS ENRIQUE

CO-ASESOR: M.Sc. OMAR ARIOSTO NIÑO PRIETO

PUEBLA, SEPTIEMBRE 2015

A mis padres:

José Alfredo Carrera y María del Pilar Román

Por brindarme siempre su apoyo incondicional, creyendo en mí a pesar de todo. Por todo el amor que me han brindado, quienes con mis errores, triunfos y fracasos han estado a mi lado. Mis padres que me han dado la vida, mi familia y un hogar; por ser los mejores padres y abuelos para mi hija.

A mi hija:

María Jose

Que se ha convertido en la razón más importante de mi existencia, por ser la personita más maravillosa, quien compartió conmigo experiencias para la elaboración de mi tesis, desde que estaba en mi vientre, que de alguna manera me comprendió y a su nacimiento me ha dado la oportunidad de trabajar en mi proyecto, al mismo tiempo que con sus ojitos tan bellos y su mirada me exigen ser cada día una mejor persona. Mi pequeña quien es mi motor de vida.

A mis hermanas:

Nancy y Lucero

Que en momentos de tensión siempre están conmigo, quienes en su labor de tías cuidan y protegen a mi hija.

Al padre de María Jose

Que me ha motivado y apoyado para seguir adelante, por ser mi cómplice y haberme dado el mejor regalo de vida.

A mis profesores, amigos y familiares

Por su apoyo y motivación durante mi formación académica, emocional y social.

AGRADECIMIENTOS

*Agradezco al **Dr. Luis Enrique Colmenares Guillén** por el apoyo, asesoría y consejos; por los conocimientos durante los cursos de Sistemas Operativos Centrales y Distribuidos y Sistemas de Tiempo Real. Por el tiempo y confianza que depositó en mí, y por la motivación para presentar este proyecto de tesis en congresos a Nivel Nacional e Internacional.*

*Agradezco a M.Sc. **Omar Ariosto Niño Prieto** por su apoyo incondicional, asesorías y comprensión para el desarrollo de esta tesis. Por confiar e incluirme en el desarrollo de trabajo para publicación en congresos a Nivel Nacional e Internacional. Por la motivación y por compartir ese sueño por el espacio.*

*Agradezco a la **Agencia Espacial Mexicana** por el apoyo de vinculación, a través del Simposio United Nations/Mexico Symposium on Basic Space Technology “Making Space Technology Accessible and Affordable”, para tener una perspectiva mayor para la elaboración de mi tesis.*

Agradezco a la ONU por su apoyo directo a través de la solicitud realizada por la Start-Up AZTRIDE para presentar el proyecto.

Agradezco el apoyo del cuerpo académico “Sistemas de información” al que pertenece el Dr. Luis Enrique Colmenares Guillen

DIVULGACIÓN CIENTÍFICA Y TECNOLÓGICA

EL SIGUIENTE TRABAJO DE TESIS FORMA PARTE DEL PROYECTO (EN EL ÁREA DE ANÁLISIS DE RIESGOS) EL CUAL TIENE LA APROBACIÓN A NIVEL INTERNACIONAL; ES PARTE DE LA SIMULACIÓN CON RESULTADOS DEL SOFTWARE DENTRO DEL SISTEMA QUE SE PRESENTÓ EN LA SÉPTIMA CONFERENCIA DE SEGURIDAD ESPACIAL INTERNACIONAL DE LA AGENCIA ESPACIAL EUROPEA (7TH.IAASS) EN FRIEDRICHSHAFEN, ALEMANIA, REALIZADO EN OCTUBRE DE 2014, CON UN ARTÍCULO PUBLICADO CON ISSN.

TAMBIÉN TIENE LA APROBACIÓN EN EL SIMPOSIO UNITED NATIONS/MEXICO SYMPOSIUM ON BASIC SPACE TECHNOLOGY “MAKING SPACE TECHNOLOGY ACCESSIBLE AND AFFORDABLE” QUE SE LLEVÓ A CABO EN ENSENADA, BAJA CALIFORNIA, MÉXICO, PATROCINADO POR LA ONU, EN OCTUBRE DE 2014, EN EL CUAL FORMA PARTE DEL PROYECTO, DONDE SE PRESENTA EL DESARROLLO DEL SISTEMA DE ÁRBOLES DE FALLAS, MEDIANTE LA PRIMERA APROXIMACIÓN MATEMÁTICA.

ACTUALMENTE ESTE TRABAJO ESTÁ SOMETIDO, PARA SU PUBLICACIÓN, EN LA REVISTA INTERNATIONAL JOURNAL OF ENGINEERING RESEARCH AND APPLICATIONS (IJERA) QUE CUENTA CON ISSN. SIENDO PARTE DE LA SIMULACIÓN MATEMÁTICA PRESENTANDO LOS VALORES DE LA SIMULACIÓN DEL SOFTWARE Y ANÁLISIS DEL SISTEMA DE ÁRBOLES DE FALLAS.

ÍNDICE

INTRODUCCIÓN.....	10
-------------------	----

CAPÍTULO 1 SATÉLITES

1.1	Sputnik.....	12
1.2	Explorer.....	13
1.3	Carrera Espacial.....	14
1.4	El papel de México	18
1.5	Componentes de lanzamiento.....	19

CAPÍTULO 2 CATÁSTROFES

2.1	Transbordador Columbia.....	20
2.2	Transbordador Challenger	21
2.3	Satélites Galileo-FOC FM1 y FM2.....	22
2.4	Nave espacial Cygnus	23
2.5	Satélite mexicano “Centenario”	24

CAPÍTULO 3 METODOLOGÍA DEL SISTEMA DE LANZAMIENTO ESPACIAL EN TIEMPO REAL

3.1	Sistema de monitoreo en tiempo real, Modelo Inicial	26
3.1.1	Sistema General	27
3.1.2	Diagrama de contexto	28
3.1.3	Diagrama de Flujo de Datos (DFD).....	30
3.1.4	Diagrama de Transición de Estados	30
3.1.5	Diagrama de Arquitectura de Contexto	31
3.1.6	Diagrama de Interconectividad	32
3.1.7	Lacatre	33
3.2	Árboles de fallas.....	36

3.2.1	Componentes	36
3.2.2	Desarrollo de análisis de Fallas con diagramas de árbol	38
3.2.3	Aplicaciones de árbol de fallas	38
3.3	Primera aproximación mediante el diseño y análisis matemático	39
CAPÍTULO 4 PROPUESTA SOLUCIÓN PARA IMPLEMENTACIÓN Y PREVENCIÓN DE CATÁSTROFES EN MISIONES ESPACIALES POR LA INTERVENCIÓN DE FACTORES EXTERNOS		
4.1	Simulación.....	44
4.2	Simulación Matemática.....	50
CAPÍTULO 5 ANÁLISIS DE RESULTADOS.....		54
 CONCLUSIONES Y TRABAJO A FUTURO		57
 REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS		59

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 Satélite Sputnik	12
Figura 2 Satélite Explorer	13
Figura 3 Esquema general de Lanzamiento	19
Figura 4 Transbordador espacial Columbia	20
Figura 5 Transbordador Challenger	22
Figura 6 Lanzamiento Satélite (Galileo)	23
Figura 7 Cápsula Cygnus	24
Figura 8 Satélite mexicano Centenario (ensamblaje).....	25
Figura 9 Sistema general de Lanzamiento	26
Figura 10 Diagrama de Entidad reducida	27
Figura 11 Sistema General.....	28
Figura 12 Diagrama de Contexto	29
Figura 13 Diagrama de Flujo de Datos	30
Figura 14 Diagrama de transición de estados	31
Figura 15 Diagrama de arquitectura contexto	32
Figura 16 Diagrama de interconectividad	33
Figura 17 Primer diagrama de LACATRE	34
Figura 18 Segunda aproximación de LACATRE	35
Figura 19 Sistema de Cohete (Parte 1).....	45
Figura 20 Sistema de Cohete (Parte 2).....	46
Figura 21 Sistema de Plataforma.....	48
Figura 22 Sistema de Factor externo	49
Figura 23 Resultados de fiabilidad.....	56

ÍNDICE DE FÓRMULAS

(1) Top de eventos iniciales.....	40
(2) Sub evento del cohete.....	40
(3) Sub evento de plataforma.....	40
(4) Sub evento de Factor externo.....	41
(5) Sustitución por subconjuntos.....	41
(6) Subconjuntos con valores probabilísticos.....	42
(7) Fiabilidad de primera aproximación.....	42
(8) Top de probabilidad por sub eventos.....	44
(9) Fórmula de fiabilidad.....	44
(10) Top de desarrollo por sub eventos	50
(11) Top de desarrollo con valores del simulador.....	50
(12) Top con desarrollo de ley asociativa.....	52
(13) Top de corte mínimo.....	52
(14) Fiabilidad de sistema.....	52
(15) Top con valores de software.....	52
(16) Top con valor de resolución.....	52
(17) Fiabilidad numérica.....	53
(18) Resolución.....	53
(19) Porcentaje de fiabilidad.....	53
(20) Resolución de fiabilidad	53
(21) Resultado final.....	53

ÍNDICE DE TABLAS

TABLA 1. CRONOGRAMA DE MISIONES IMPORTANTES	18
TABLA 3. RESULTADOS DE SIMULACIÓN DEL SISTEMA DE COHETE (PARTE 1)	47
TABLA 4. RESULTADOS DE SIMULACIÓN DEL SISTEMA DE COHETE (PARTE 2)	47
TABLA 5. RESULTADOS DE SIMULACIÓN DEL SISTEMA DE PLATAFORMA	48
TABLA 6. RESULTADOS DE SIMULACIÓN DEL SISTEMA DE FACTOR EXTERNO	50

INTRODUCCIÓN

Actualmente México tiene el cuarto lugar a nivel mundial en establecer plataformas espaciales, donde, por el costo reducido y el óptimo lugar geográfico, permite la construcción de un Centro de Lanzamiento. Por ello, existe la posibilidad de lanzar y construir satélites geoestacionarios mexicanos en un Centro de Lanzamiento Espacial como el de otros países de la comunidad espacial. Propuestas como estas, son tomadas en cuenta de diferentes trabajos que se han presentado en la Agencia Espacial Mexicana (AEM) en consultas de Foros (2010-2011).

Debido al reciente ingreso de nuestro país en la comunidad espacial, es importante tomar en cuenta los diseños de sistemas satelitales en desarrollo, así como otras propuestas antes de su construcción. Se plantean metodologías para el trabajo relacionado de diseño de los sistemas de Lanzamiento Mexicano Satelital Espacial como son Análisis Estructurado de Tiempo Real (SA-RT) (Niño, Colmenares, & Martin, Sistema de Monitoreo Volcánico en Tiempo Real, 2008).

México, por todas sus riquezas naturales, es un país que puede tener la capacidad de lanzar y construir sus propios satélites. Los satélites tienen muchos objetivos: telecomunicaciones, observación de la Tierra, detección de virus, detección de enfermedades, por ello, hoy en día la exploración espacial directa tiene efectos directos en la economía.

El diseño en tiempo real de un sistema de lanzamiento espacial y el fracaso del modelo, son la base para proponer, construir y lanzar el primer satélite espacial en México. Presentando así una oportunidad para colaborar y crear tecnologías que beneficien a la humanidad en diversas áreas, como son las comunicaciones, observación de la tierra y desastres causados por el calentamiento global (Niño, Colmenares, & Martin, "Propuesta para predecir eventos en el Sistema de Monitoreo Volcánico en Tiempo Real basado en la informática bio-inspirada y algoritmos de Redes Neuronales", 2008), todo esto es posible mediante el posicionamiento de satélites mexicanos en órbita.

Si bien nuestro país no cuenta con su propio Centro de Lanzamiento Espacial, sin embargo el compromiso que se tiene desde las Universidades, Centros de Investigación y Organismos (públicos y privados) por generar aportaciones que den solución a problemas relacionados al ámbito espacial es grande. Mediante este trabajo de tesis se presenta la primera aproximación de investigación en un modelo basado en árboles de Fallas de Sistemas Espaciales desde la creación de la AEM. Este

modelo se presenta de manera general, permitiendo que pueda ser aplicado en cualquier tipo de misión espacial. Por ejemplo, el evento ocurrido recientemente por el Sistema de Navegación Geoespacial Galileo (22 de agosto de 2014) que por el posicionamiento en una órbita errónea generó el fracaso de la misión que se tenía, y la explosión, después de su despegue, de la nave espacial Cygnus en las instalaciones de la NASA (29 de octubre de 2014). Por ello, la importancia y aportación de este trabajo de tesis, donde se propone el diseño de un Sistema de Fallas que permita prevenir catástrofes, de manera específica, se propone la generación de un Modelo matemático-analítico que permita evitar fallas de ocurrencia que afecten el cumplimiento del Lanzamiento.

México, como Nación, requiere impulsar y explotar el potencial académico, humano y social para el fortalecimiento de capacidades científicas, tecnológicas, industriales y médicas. Para poder así mejorar las condiciones de vida de sus habitantes y promoviendo, a su vez, la igualdad de oportunidades.

El siguiente trabajo de tesis se divide de la siguiente manera: introducción, donde se presenta el planteamiento del problema, capítulo 1 Satélites, en el cual se mencionan, de manera general, los elementos que componen un Sistema de Lanzamiento espacial, tomando en cuenta el modelo de Arquitectura Soyuz; el capítulo 2, básicamente muestra hechos de catástrofes espaciales ocurridas a lo largo de la historia, razón de motivación para el diseño, análisis e investigación de este trabajo de tesis; en el capítulo 3 Metodología del sistema de lanzamiento espacial, mostrando diagramas de un trabajo previo de investigación, así como también una primera aproximación que surge del desarrollo de un modelo matemático; capítulo 4 Propuesta solución, donde se presenta el desarrollo de un modelo matemático analítico, elaborado en base al análisis de Sistemas de árboles de fallas, donde se proponen cambios (a la primera aproximación), permitiendo obtener mejores resultados de fiabilidad del sistema; en el capítulo 5 Análisis de resultados se analizan los resultados obtenidos tanto del modelo matemático previo, como el modelo matemático que se elaboró en el capítulo anterior, comparando los resultados obtenidos en Tiempo Real mediante un simulador de software especializado; finalmente; las conclusiones y propuesta de trabajo a futuro, donde se muestran las conclusiones en conjunto con el trabajo a realizarse y las aportaciones para la implementación real del sistema general.

CAPÍTULO 1

SATÉLITES

A través de la historia de la humanidad se puede notar el interés que ha creado el explorar o conocer más allá de nuestro planeta. Por ello se han realizado un sinfín de acontecimientos para conocer el espacio, desde envío de satélites, hasta tropas tripuladas (por el hombre). Se han realizado diversas misiones con diferentes propósitos, sin embargo, día a día los países presentan un interés aún mayor por conocer más.

1.1 Sputnik

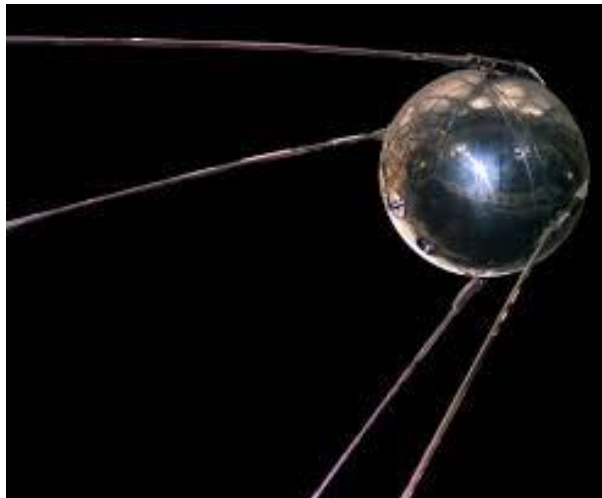


Figura 1. Satélite Sputnik (NASA, National Air and Space Museum, 2003)

La iniciación de la intervención del hombre en el espacio tuvo su primer impacto en octubre de 1957, cuando la Unión Soviética (Russian Space, 2014), en competencia de intereses (políticos, culturales, económicos, etc.) con Estados Unidos de Norteamérica, en el post de la Segunda Guerra Mundial, lanza el primer satélite artificial, dirigido por un grupo de científicos, entre los que se encontraba Mikhail Tikhonravov. Este satélite denominado Sputnik tuvo el logro de orbitar alrededor del planeta Tierra. Sputnik (ISZ, por sus siglas en ruso: "Satélite artificial terrestre) fue lanzado en el Cosmódromo de Baikonur en Tyuratam, se estableció como contribución al Año Geofísico Internacional (1957-1958), este tenía un peso aproximado de 83 kilogramos y un diámetro de 58 centímetros. Llevaba instrumentos que transmitían datos sobre los rayos cósmicos, meteoritos, temperatura y densidad del aire. La noticia fue impactante, ya que por primera vez se logró enviar con éxito un artefacto al exterior,

el desarrollo tecnológico fue de vital trascendencia, ya que marcó el comienzo de la era y carrera espacial entre las dos potencias mundiales (Estados Unidos de Norteamérica y la Unión Soviética).

En la competencia de intereses entre estas potencias mundiales, en respuesta al logro de la Unión soviética, el gobierno de Estados Unidos de Norteamérica incrementó la inversión económica en la investigación y educación científica, acelerando la creación de la NASA (National Aeronautics and Space Administration).

1.2 Explorer

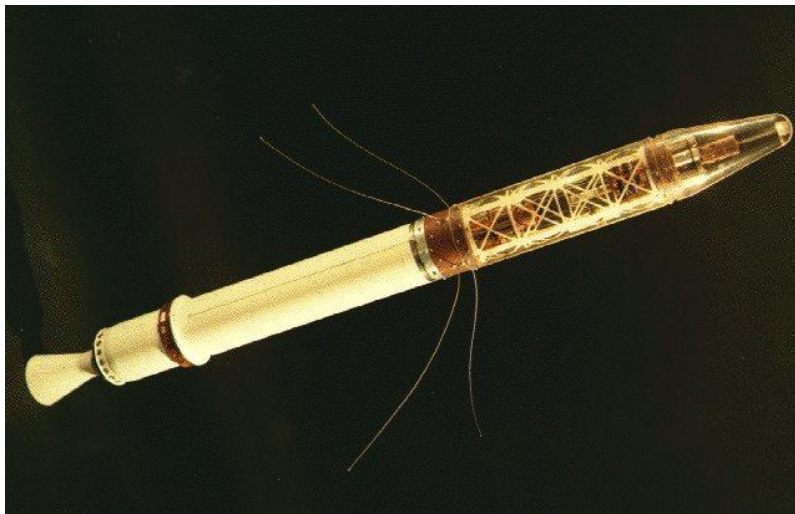


Figura 2. Satélite Explorer (NASA, 2014)

Como respuesta a la competencia entre naciones (como anteriormente se menciona), Explorer fue el primer satélite artificial puesto en órbita terrestre por Estados Unidos, se lanzó el 31 de enero de 1958, desde el Complejo de Lanzamiento de la estación de la Fuerza Aérea de Cabo Cañaveral, a bordo del cohete Juno, de igual forma como parte de las contribuciones al Año Geofísico Internacional.

El satélite Explorer fue el primer vehículo espacial que transmitió mediciones de los rayos cósmicos durante 112 días y dio los primeros datos satelitales sobre la radiación, datos que permitieron al ser humano descubrir y/o detectar los cinturones de radiación Van Allen, este satélite tenía las dimensiones de 203 cm de largo y 15,9 cm de diámetro, con un peso de 13,97 kg.

Los lanzamientos y creación de los satélites Sputnik y Explorer son el ejemplo de la iniciación que los seres humanos tuvieron para el estudio e investigación de la ciencia del espacio, la competencia que

se dio entre estas potencias, después de la Segunda Guerra Mundial, fueron el lanzador para crear nuevas tecnologías, desarrollar avances científicos con el fin de explorar nuevos territorios.

1.3 Carrera Espacial

A través de la historia, desde hace siglos, los seres humanos han presentado importante interés por los cohetes, por ejemplo, China empleaba el uso de cohetes como armas en el siglo XI. Alemania, a mediados de la década de los 20's iniciaron con la experimentación de cohetes con propulsión de combustibles líquidos, los cuales podían alcanzar tanto altitudes como distancias considerablemente altas.

Sin embargo, en respuesta al año Geofísico Internacional, Estados Unidos y la Unión Soviética en 1955 hicieron público su interés de lanzar satélites artificiales al espacio, justificando que se debía a contribuciones a dicha celebración.

El conocimiento y nuevas exploraciones, al igual que hoy en día, surge en base a las necesidades del ser humano. Es así como surge la carrera espacial, en consecuencia a la competencia entre las importantes potencias: Estados Unidos y la Unión Soviética. Cada una de estas potencias desarrollando tecnología espacial que respondía a las necesidades de avance y rivalidad tanto cultural como tecnológica, es así como los países comenzaron a explorar el espacio exterior, mediante el desarrollo y lanzamiento de satélites artificiales, envío de seres humanos al espacio e incluso de su llegada a la Luna. Uno de los acontecimientos con mayor trascendencia (que dio inicio a la carrera espacial) es el lanzamiento del satélite artificial Sputnik (1957) y posterior, como respuesta, Estados Unidos lanza el satélite artificial "Explorer" (1958).

La tecnología y desarrollo espacial se convirtió en una rama en conflicto, ya que sus potenciales aplicaciones militares tenían importantes impactos como el espionaje. La exploración espacial y el desarrollo de tecnología de satélites dieron pie a la creación de la Guerra Fría, pues el diseño de los satélites espaciales incluía el equipamiento necesario para poder ser espía de otros países, contando con cámaras fotográficas y señales de radar, es así, como los avances científico-tecnológico se empleaban como propaganda política, demostrando las capacidades y alcances científicos que cada país tenía para llevar la delantera en potencial militar.

Una importante sección del desarrollo tecnológico que se utilizaba para los viajes espaciales se aplicaba a cohetes de guerra (misiles balísticos intercontinentales). En respuesta al peligro e

importancia que representa el avance o ventaja de cada superpotencia, se establecieron las bases para la carrera del espacio. El avance en la carrera espacial daba lugar a la carrera armamentística, donde el progreso de cada país en desarrollo (espacial) servía como indicador de las capacidades económicas, científicas y tecnológicas que tenía, demostrando así la superioridad en la competencia creada.

Así es como inició la carrera espacial, posteriormente, a lo largo de la historia, han cambiado las necesidades que se tienen por el lanzamiento de artefactos al espacio, construcción de satélites, naves orbitales y cohetes, todos y cada uno de ellos respondiendo a los avances en tecnología, telecomunicaciones, medicina, etc.

En la Tabla 1 se muestra un cronograma histórico de las misiones más importantes desde los inicios del ser humano en la carrera espacial, así como el objetivo de cada una de ellas.

Fecha	Significancia	País	Nombre de la misión
<u>1957</u>	Satélite artificial	URSS	<u>Sputnik 1</u>
<u>1958</u>	Detección de <u>cinturones de Van Allen</u>	<u>USA-ABMA</u>	<u>Explorer I</u>
<u>18 de diciembre de 1958</u>	<u>Satélite de comunicaciones</u>	USA-ABMA	<u>Project SCORE</u>
<u>4 de enero de 1959</u>	Satélite artificial (Solar)	URSS	<u>Luna 1</u>
<u>17 de febrero de 1959</u>	<u>Satélite meteorológico</u>	<u>USA-NASA(NRL)</u>	<u>Vanguard 2</u>
Junio de 1959	<u>Satélite espía</u>	<u>Fuerza Aérea de los Estados Unidos</u>	<u>Discoverer 4</u>

<u>7 de agosto de 1959</u>	Fotografía de la Tierra desde el espacio	USA-NASA	<u>Explorer 6</u>
<u>14 de septiembre de 1959</u>	Sonda a la Luna	URSS	<u>Luna 2</u>
<u>7 de octubre de 1959</u>	Foto del lado oculto de la Luna	URSS	<u>Luna 3</u>
<u>12 de abril de 1961</u>	<u>Hombre en órbita</u>	URSS	<u>Vostok 1</u>
<u>10 de julio de 1962</u>	Primer <u>satélite de comunicaciones</u> activo	USA-AT&T	<u>Telstar</u>
<u>29 de septiembre de 1962</u>	Satélite artificial sin utilización de superpotencia	Canadá	<u>Alouette 1</u>
<u>16 de junio de 1963</u>	<u>Mujer en órbita</u>	URSS	<u>Vostok 6</u>
<u>26 de julio de 1963</u>	<u>Satélite geosíncrono de comunicaciones</u>	USA-NASA	<u>Syncom 2</u>
<u>18 de marzo de 1965</u>	<u>Actividad extravehicular</u>	URSS	<u>Vosjod 2</u>
<u>15 de diciembre de 1965</u>	Orbital <u>rendezvous</u>	USA-NASA	<u>Gemini 6A/Gemini 7</u>
<u>1 de marzo de 1966</u>	Sonda aterriza en otro planeta - <u>Venus</u>	URSS	<u>Venera 3</u>
<u>16 de marzo de 1966</u>	<u>Rendezvous en órbita</u> y acoplamiento	USA-NASA	<u>Gemini VIII</u>

<u>24 de diciembre de 1968</u>	Órbita lunar <u>tripulada</u>	USA-NASA	<u>Apolo 8</u>
<u>20 de julio de 1969</u>	<u>Humano en la Luna</u>	USA-NASA	<u>Apolo 11</u>
<u>23 de abril de 1971</u>	<u>Estación espacial</u>	URSS	<u>Salyut 1</u>
<u>14 de noviembre de 1971</u>	Satélite orbita otro planeta (<u>Marte</u>)	USA-NASA	<u>Mariner 9</u>
<u>9 de noviembre de 1972</u>	Satélite de comunicaciones <u>geoestacionario</u>	Canadá-BCE	<u>Anik A1</u>
<u>14 de mayo de 1973</u>	<u>SKYLAB 1</u> Primer laboratorio orbital de los Estados Unidos.	USA-NASA	<u>Saturno V- Skylab</u>
<u>25 de mayo de 1973</u>	<u>SKYLAB 2</u> Los astronautas Conrad, Kerwin y Weitz lanzados en un cohete tipo Apolo, abordan el Skylab y colocaron una especie de parasol sobre la parte dañada para hacer bajar la temperatura del laboratorio. Durante veintiocho días los astronautas hicieron observaciones de la Tierra y manejaron el gran telescopio que permite la observación del Sol y las estrellas sin la difracción de la luz causada por la atmósfera.	USA-NASA	<u>Apolo-Skylab</u>
<u>28 de julio de 1973</u>	<u>SKYLAB 3</u> Los astronautas Bean, Garriot y Lousma tuvieron que separar el vehículo Apolo que los había llevado a la estación espacial. La misión duró 59,5 días, estudió la Tierra y la Luna, así como las reacciones del organismo en un ambiente sin gravedad, realizándose también la caminata espacial de 6 horas y 31 minutos implantando nuevo récord.	USA-NASA	<u>Apolo-Skylab</u>

<u>15 de julio de 1975</u>	Primera misión conjunta USA-URSS	URSS, USA-NASA	<u>Apolo-Soyuz</u>
----------------------------	----------------------------------	-------------------	--------------------

Tabla 1. Cronograma de misiones importantes

1.4 El papel de México

Nuestro país en el ámbito de las ciencias espaciales tiene un importante prestigio (a través de sus instituciones educativas) a nivel internacional, la participación activa en la generación de conocimiento en áreas afines a la aeronáutica y el espacio. México, a pesar de ser un país con reciente ingreso en la comunidad espacial, cuenta con el recurso humano de capacidades específicas que permiten sobresalir en actividades de investigación, diseño y desarrollo tecnológico, así como también cuenta con riquezas naturales que en un futuro serán de vital importancia para la creación de un propio Centro de lanzamiento, como se ha propuesto en diversos Foros.

En respuesta a estas necesidades e intereses por parte de la sociedad, en 2010 se aprueba la Ley que define una nueva etapa en el desarrollo espacial, surgiendo la Agencia Espacial Mexicana (AEM). Tras este importante logro para nuestro país, la AEM adquiere el compromiso de transmitir y desarrollar conocimiento en colaboración con las Instituciones, promoviendo Foros e impulsando (mediante diferentes programas) el recurso humano mexicano, para la creación y desarrollo de nuevas tecnologías que respondan a las demandas y necesidades que se tienen hoy en día.

Es importante recalcar la misión que tiene la AEM “Utilizar la ciencia y la tecnología espacial para atender las necesidades de la población mexicana y generar empleos de alto valor agregado, impulsando la innovación y el desarrollo del sector espacial, contribuyendo a la competitividad y al posicionamiento de México en la comunidad internacional, en el uso pacífico, eficaz y responsable del espacio”.¹ Por ello, como miembros de una carrera universitaria de estudios de ciencia debemos comprometernos e involucrarnos en los trabajos a realizar.

Aunque históricamente México es nuevo en esta rama y se encuentra en desventaja por no tener su propio Centro de Lanzamiento, si cuenta con la capacidad humana, por ello, mediante diversos Foros

¹ Agencia Espacial Mexicana, <http://www.aem.gob.mx/>

se realizan propuestas que no solo dan solución a problemas de nuestro país, sino también se analizan temas trascendentes.

1.5 Componentes de lanzamiento

En la Figura 3 se muestra, de manera general, los componentes necesarios para el Lanzamiento espacial de un artefacto (Satélite), dicho esquema responde a la simulación del lanzamiento de un cohete Soyuz. En esta figura podemos observar que los elementos “básicos” necesarios son: cohete y plataforma. Cada uno de estos elementos tiene características específicas que responden a las demandas de la misión que se llevará a cabo, como se ha mencionado en este trabajo de tesis se generan modelos generales que pueden ser adaptados a proyectos con objetivos específicos.

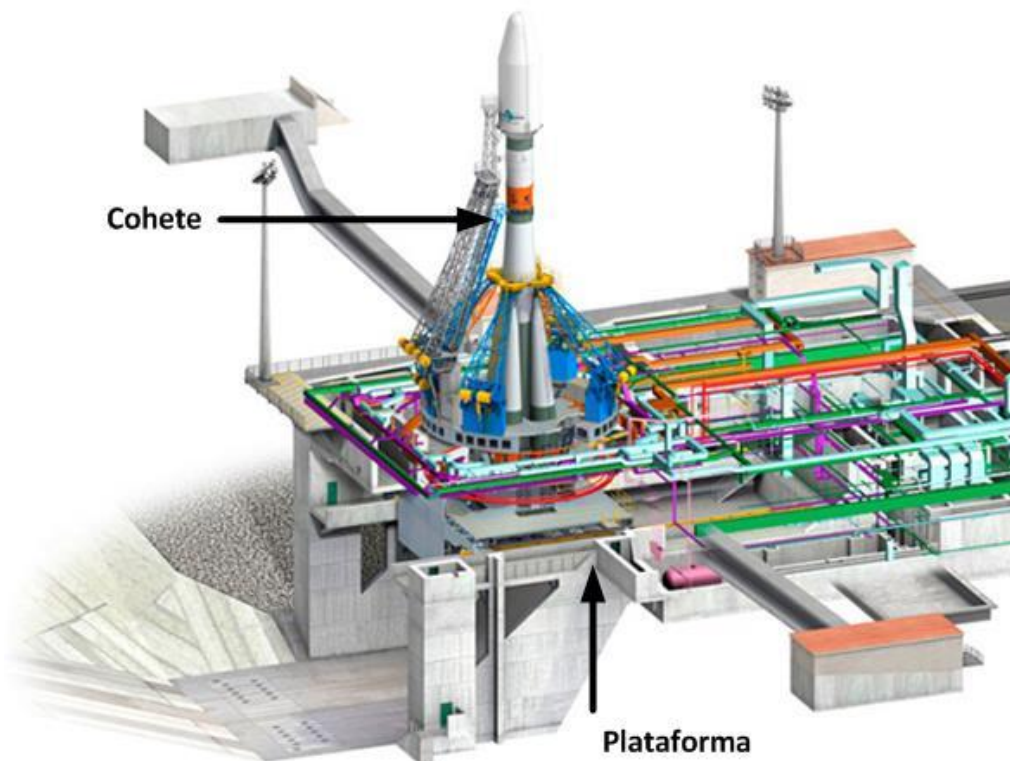


Figura 3. Esquema general de Lanzamiento (Corvaja/ESA, 2011)

CAPÍTULO 2

CATÁSTROFES

A lo largo de la historia de lanzamientos de misiones espaciales han surgido catástrofes, las cuales han dado pie al desarrollo de este trabajo de tesis, mediante la investigación y análisis de cada suceso se ha podido obtener variables importantes a considerar, dichas variables sirven para prevenir fallas en misiones futuras.

2.1 Transbordador Columbia

El Transbordador espacial Columbia fue el primer transbordador espacial de la NASA en cumplir misiones fuera de la tierra. Se lanzó por primera vez el 12 de abril de 1981, teniendo diversas misiones a cumplir, entre ellas sobresale la misión STS-93 que en julio de 1999 se pone en órbita el Observatorio de Rayos X Chandra.



Figura 4. Transbordador espacial Columbia (NASA, 1981)

En la última misión denominada STS-107 ocurrió el fallo que terminaría con el éxito del transbordador Columbia en febrero de 2003 se designó como STS-107, y tuvo lugar entre el 16 de enero y el 1 de febrero de 2003. El fallo inició al momento del despegue, pues según el estudio realizado, el orbitador en la parte inferior del ala izquierda recibió un impacto, provocado por el desprendimiento de un trozo de espuma (aislante del tanque externo).

Según estudios de la NASA el golpe producido perforó algunos paneles que se encontraban cerca del pozo del tren de aterrizaje. Al parecer el control de misiones desestimó el alcance del dicho suceso, sin en cambio el problema tuvo consecuencias al reingresar la atmósfera terrestre, con el impacto se desprendieron elementos de protección térmica, con ello la destrucción por fusión de la estructura interna del ala izquierda, produciendo la desestabilización y desprendimiento, terminando por la destrucción de la estructura del transbordador.

07:59:32 (hora central de Estados Unidos) fue el reporte donde se perdió la comunicación con el transbordador espacial Columbia; con lo cual se daba parte de la pérdida del transbordador (valorado en unos 2.000 millones de euros, en el año 2003), junto con el deceso de sus tripulantes.

La catástrofe que se originó por la falla de este transbordador provocó que se cancelaran las misiones al espacio, reiniciando actividades, después de su revisión, con el lanzamiento del transbordador espacial Discovery.

2.2 Transbordador Challenger

Designación NASA: OV-099, transbordador Challenger fue el segundo transbordador espacial en servicio, realizando su primer vuelo en abril de 1983, cumplió con 9 misiones antes de ocurrir la catástrofe de desintegración el 28 de enero de 1986. Retomando los sucesos del transbordador Columbia, este tenía un menor número de losetas en el sistema de protección térmica, además de tener diferentes modificaciones que permitían llevar 1100 kg más de carga que el transbordador Columbia.

El transbordador Challenger fue el primer orbitador en llevar un sistema de pantallas similares a los utilizados en aviones militares y civiles modernos. El transbordador se destruyó a los 73 segundos después del lanzamiento de la décima misión (STS-51-L), según los reportes la catástrofe se originó al momento del despegue, pues el impulsor derecho dejaba escapar humo negro, con esto surgió un encadenamiento de más fallas en otros componentes del transbordador, provocando que quedara expuesto a fuerzas aerodinámicas incontroladas.

El transbordador se envolvió en una gigantesca bola de fuego a los 73 segundos del despegue, desintegrándose casi en su totalidad, emergiendo la cabina intacta de la conflagración. Algunas hipótesis indican que las causas en la falla y no cumplimiento de la misión espacial fueron originadas

por: a) Condiciones meteorológicas no adecuadas para el lanzamiento, b) Por alta velocidad y c) Por faltas de piezas.



Figura 5. Transbordador Challenger (público, 1983)

2.3 Satélites Galileo-FOC FM1 y FM2

Los satélites Galileo-FOC FM1 y FM2 fueron situados en órbita incorrecta. Se prevenía que se alcanzara una órbita de 23 522 kilómetros de altura y 55° de inclinación, sin embargo los dos satélites han quedado en una órbita elíptica de 25,922 x 13 700 kilómetros y 49° de inclinación. Por lo tanto, con estas condiciones no logró llevar a cabo y de manera exitosa el lanzamiento del sistema de posicionamiento global Galileo (EC. Europa.eu, 2014).

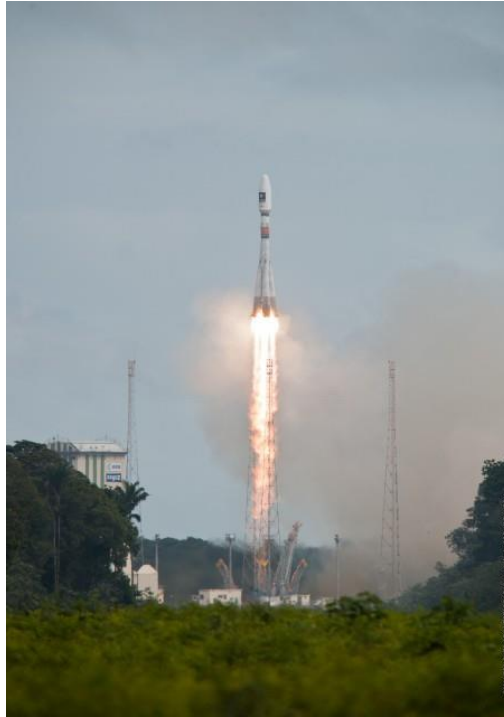


Figura 6. Lanzamiento Satélite Galileo (Arianespace, 2014)

Sistema de Navegación Geoespacial Galileo (22 de agosto de 2014) que por el posicionamiento en una órbita errónea generó el fracaso de la misión que se tenía. Tal como lo informó la Agencia Espacial de Rusia (Roskosmos) en un comunicado (Selding, 2014), mencionando que "El accidente se produjo durante el lanzamiento del cohete desde el cosmódromo de Baikonur". Después de estudios e investigaciones, en un comunicado se explicó, por información proporcionada por el consorcio europeo, que el lanzamiento se convirtió en una catástrofe y no tuvo éxito, debido a un problema en la "fase superior" del cohete Fregat, encargado de la inyección de los satélites, entonces generando una falla en las coordenadas orbitales, dando como resultado un error en cuanto a los valores necesarios de las órbitas correctas, provocando así el posicionamiento incorrecto de órbita, generando el cumplimiento fallido de la misión (Lefigaro.fr, 2014).

2.4 Nave espacial Cygnus

El 28 de octubre de 2014, la explosión, después de su despegue, de la nave espacial Cygnus (nave espacial teledirigida, diseñada para llevar suministros a la órbita terrestre) en las instalaciones de la NASA de la empresa estadounidense Orbital Sciences se convirtió en una gigantesca bola de fuego,

seis segundos después de ser lanzado en una misión que tenía como objetivo proveer con provisiones a la Estación Espacial Internacional (ISS).

El cohete alcanzó a elevarse muy poco desde el centro espacial de Wallops en la costa de Virginia, y de repente explotó envolviéndose en llamas y cayendo a tierra provocando así una gigantesca nube deslumbrante. Se trata del primer accidente desde que la Nasa comenzó a recurrir al sector privado para abastecer a la ISS.



Figura 7. Cápsula Cygnus (NASA GOV, 2014)

2.5 Satélite mexicano “Centenario”

El satélite mexicano de comunicaciones “Centenario” el 16 de mayo de 2015 se desintegró en la atmósfera, después de su lanzamiento desde el cosmódromo de Baikonur, Kazajistán, informó la agencia espacial rusa, Roscosmos, tardando 490 segundos en desintegrarse. El desarrollo mexicano tuvo un costo de 390 millones de dólares, hasta el momento las causas de este desastre se desconocen, sin en cambio son un ejemplo más de catástrofes y misiones fallidas de la historia.



Figura 8. Satélite mexicano Centenario (SCT, 2015)

Las catástrofes que se mencionan en este capítulo son parte de un historial de sucesos históricos de misiones fallidas tanto en Lanzamientos espaciales, como en el cumplimiento correcto de los objetivos que tienen cada misión, transbordador, satélite, etc. Estos eventos son parte de la motivación que generaron interés para la investigación y desarrollo de este trabajo de tesis.

CAPÍTULO 3

METODOLOGÍA DEL SISTEMA DE LANZAMIENTO ESPACIAL EN TIEMPO REAL

En el capítulo anterior se mencionan algunas catástrofes ocurridas a lo largo de la historia, estos sucesos fueron los que permiten que surja el interés de desarrollo e investigación en temas espaciales, específicamente en desarrollo e implementación de diagramas (Niño , Colmenares, & Martin, Analysis and Risk Assessment of the Real Time Volcanic Monitoring System, 2010) que permiten el análisis del funcionamiento en Tiempo Real de Sistemas de Lanzamiento.

3.1 Sistema de monitoreo en tiempo real, Modelo Inicial

México actualmente no cuenta con su propio Centro de Lanzamiento, por lo tanto depende de otros países para el lanzamiento de sus satélites. Los elementos del sistema general se forman por la integración del cohete, plataforma y un sistema de monitoreo, tal como se muestra en la figura 9.

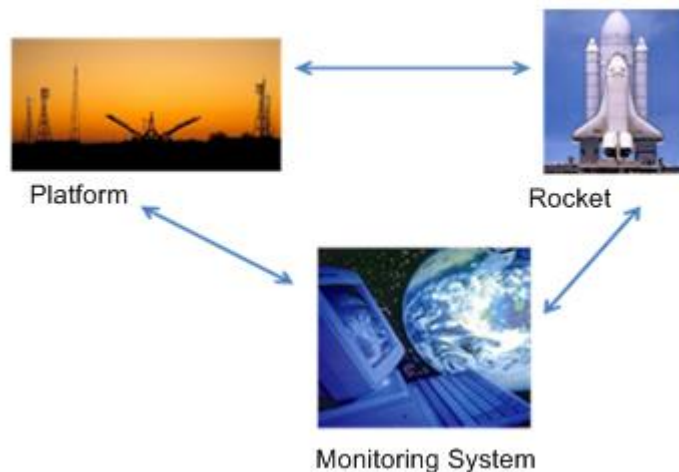


Figura 9. Sistema general de Lanzamiento

La primera aproximación en tiempo real vía satélite del Centro de Lanzamiento se reduce en el diagrama de Entidad-relación. Esta reducción es la notación CHEN (Chen, März 1976.) como se muestra en la figura 10.

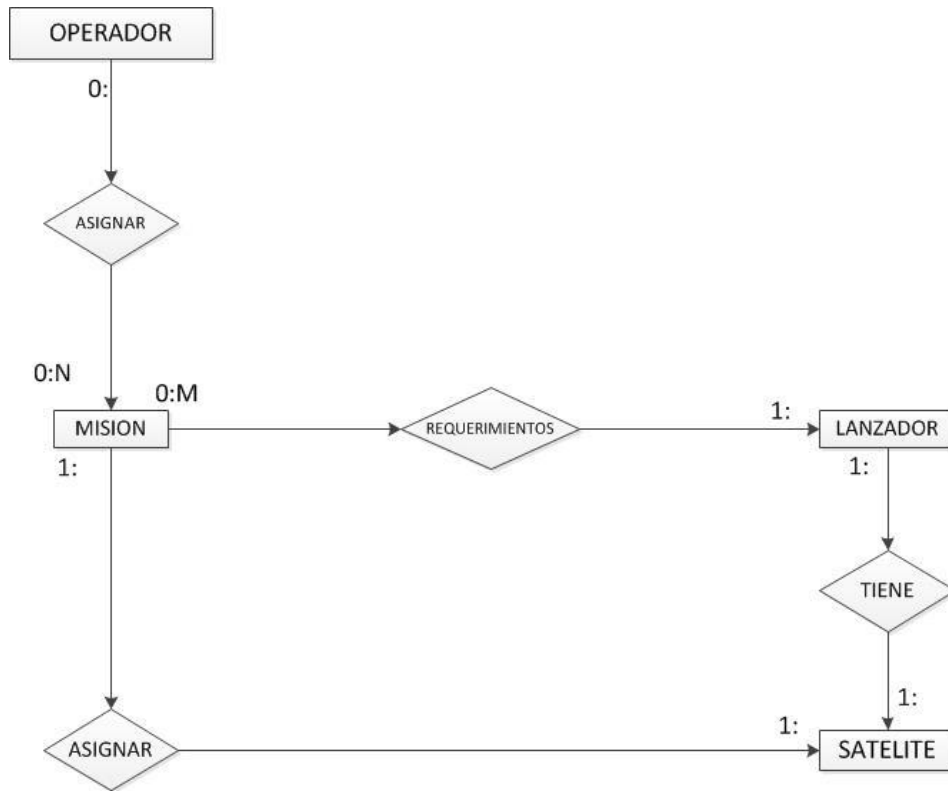


Figura 10. Diagrama de Entidad reducida

3.1.1 Sistema General

En la figura 11 se muestra el caso, donde los usuarios del sistema general, son el todo. En esta misma figura se aprecian los componentes del Centro de Lanzamiento Espacial, donde a través del módulo de comunicación se envían datos al Sistema de Control del Centro de Lanzamiento Espacial, posteriormente la información pasa mediante una red que permite la interconexión con el Sistema de Tiempo Real, supervisando eventos entrantes. La información del Centro de Lanzamiento Espacial es bidireccional, por lo tanto el Sistema de Control recibe información a partir de sensores situados en componente y dirigidos de los sistemas del cohete y plataforma, con la finalidad de monitorear componentes de hardware y de esta manera evitar y/o minimizar catástrofes.

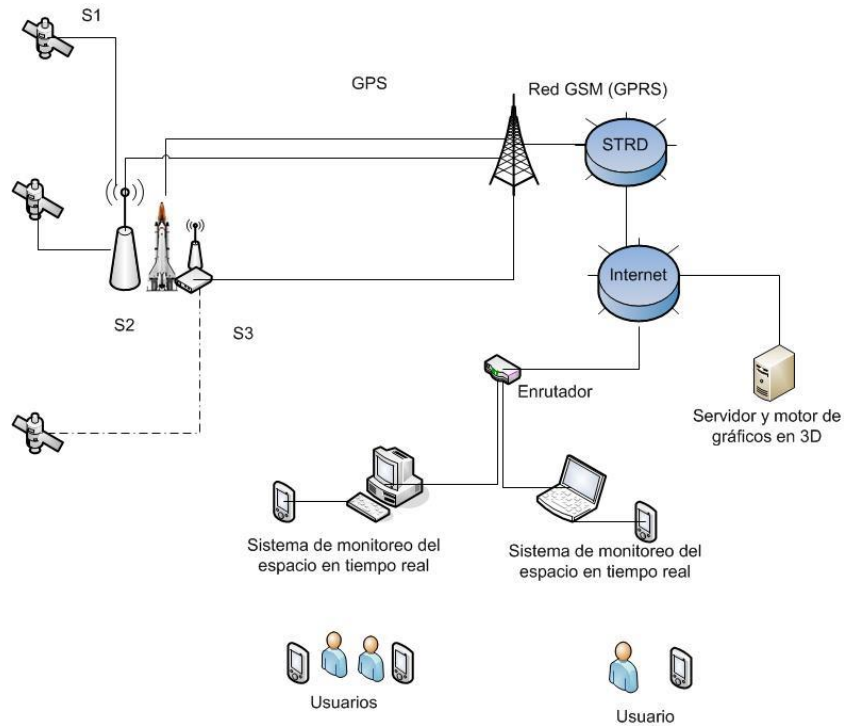


Figura 11. Sistema General

3.1.2 Diagrama de contexto

El diagrama de contexto (figura 12) muestra el contexto del sistema y las medidas que deben considerarse para la vigilancia. Su objetivo es la descripción del sistema como un contexto, donde se puede notar que el Centro de Lanzamiento Espacial es el responsable de la transmisión de datos de manera inalámbrica, posteriormente esa señal (inalámbrica) es enviada al Sistema de Monitoreo en tiempo real del Centro Espacial. En este diagrama se indica que mientras el funcionamiento del sistema sea correcto la información será visualizada en pantalla, por el contrario, si existe alguna falla se emitirá una señal de alarma. Siguiendo la Arquitectura Soyuz, los componentes que pertenecen al cohete se nombran Etapa 1, Etapa 2, Etapa 3 y Torre de escape y se consideran componentes críticos, pero se puede adaptar a cualquier arquitectura. Por lo tanto, los componentes del cohete y plataforma reciben y envían información de manera bidireccional en tiempo real y todos los sistemas pueden ser controlados. Los elementos incluidos en la Plataforma son Sistema Orbital, sistema de energía, módulo de servicio, Sistema de Calibración Orbital el cual supervisará el lanzamiento de posición orbital a fin de evitar el lanzamiento con errores que eventualmente fallarán para colocar el satélite en

órbita correcta después del lanzamiento. Errores de lanzamiento actualmente se observan en algunos cohetes, por ejemplo Galileo, situada en la órbita incorrecta.

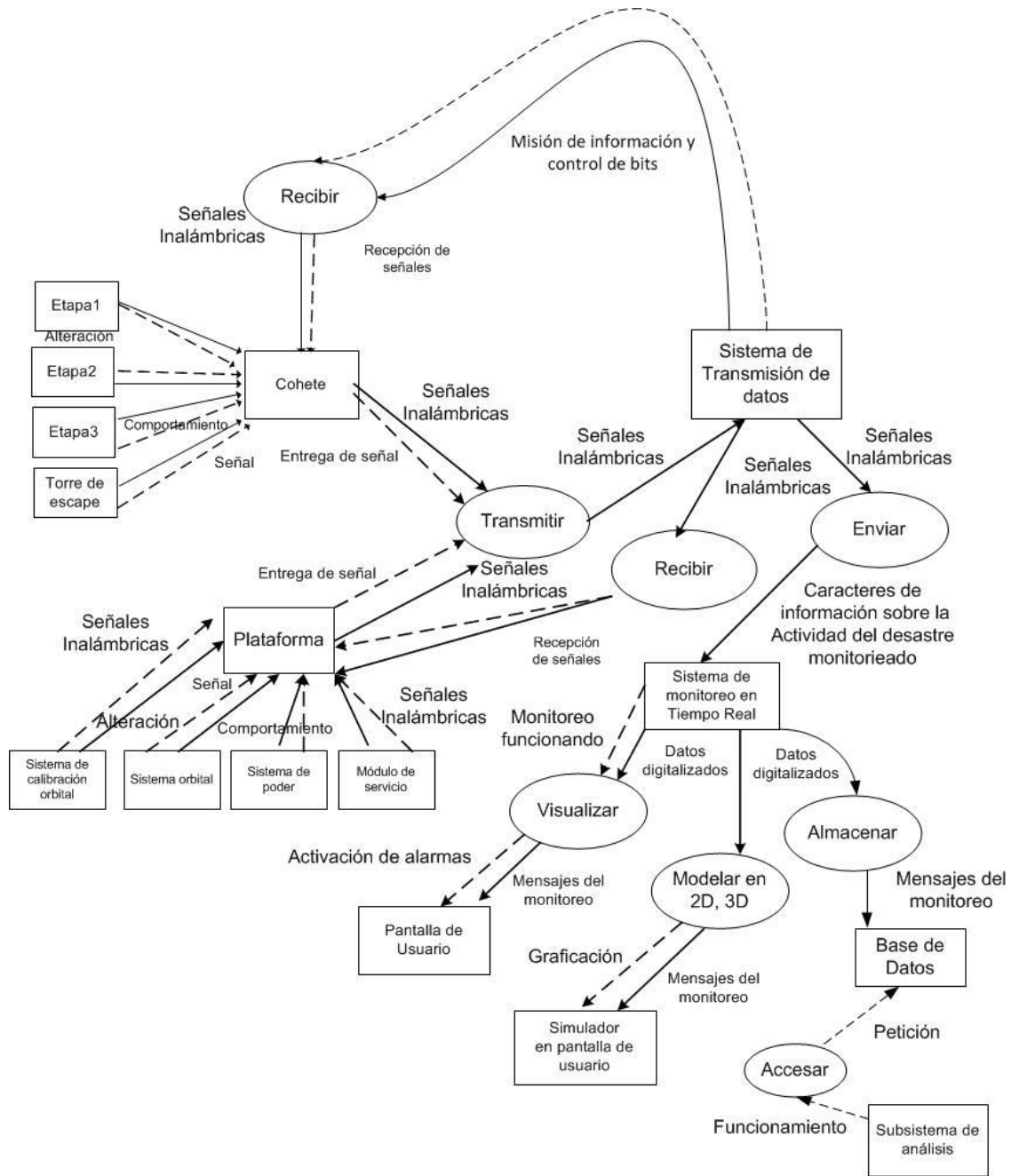


Figura 12. Diagrama de Contexto

3.1.3 Diagrama de Flujo de Datos (DFD)

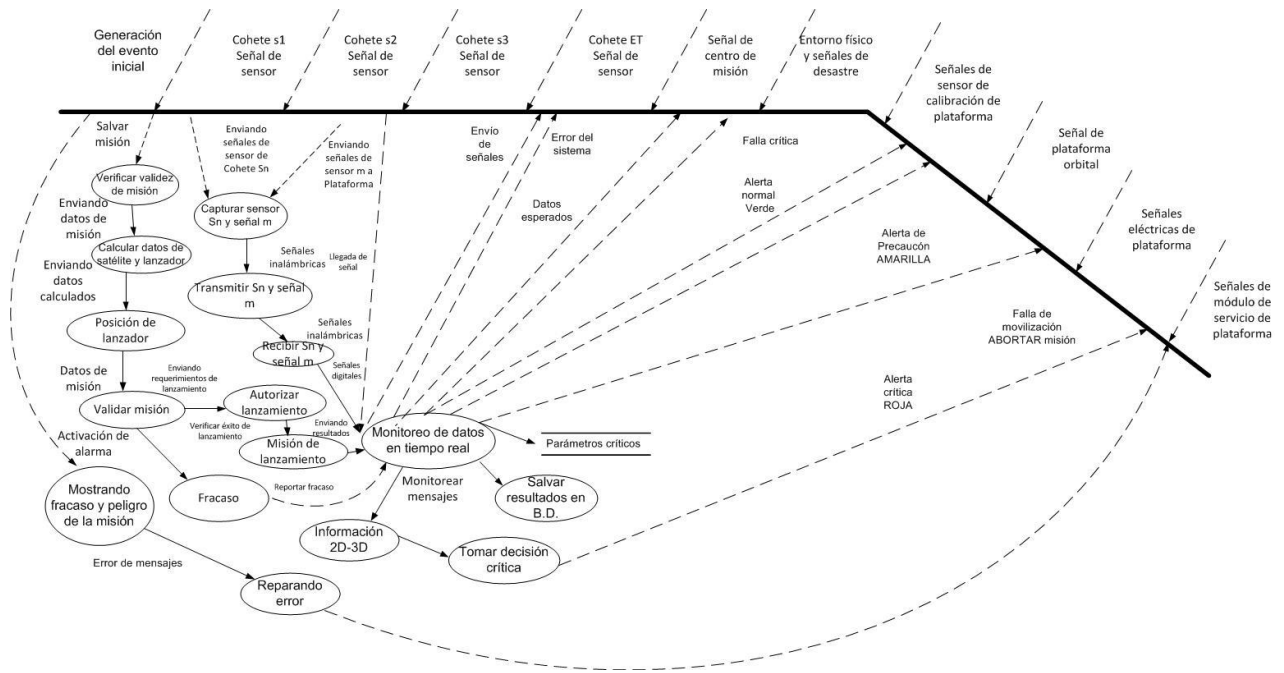


Figura 13. Diagrama de Flujo de Datos

El diagrama de flujo de datos se muestra (Figura 13), junto con todos los procesos y eventos que entran y salen del sistema fuera de la barra de control. Estos eventos se sincronizan y transfieren datos en el sistema. Es posible que toda la información sea compartida por todos ellos; parte de esa información podría ser transmitida por cada uno de ellos. El flujo de datos interactúa con el todo el sistema y puede ser comparado con parámetros críticos para equilibrar y comprender mejor el comportamiento anormal de los sensores que podrían sugerir un desastre. En caso de peligro, se activa una alarma por los sensores, la información recogida por ellos serán transmitidos al especialista y autoridades correspondientes para tomar decisiones críticas, con el fin de dar seguimiento y si es necesario abortar automáticamente la misión.

3.1.4 Diagrama de Transición de Estados

El diagrama de transición de estado (Figura 14), se deriva Del diagrama de flujo de datos (Figura 14), están lógicamente relacionados y muestra cada estado dentro del sistema. Mientras exista un buen funcionamiento, en todos los componentes de la plataforma y cohete, se realiza la transferencia de

datos, cambiando de estado dentro del sistema. En este diagrama se muestran todos los estados de todo el sistema

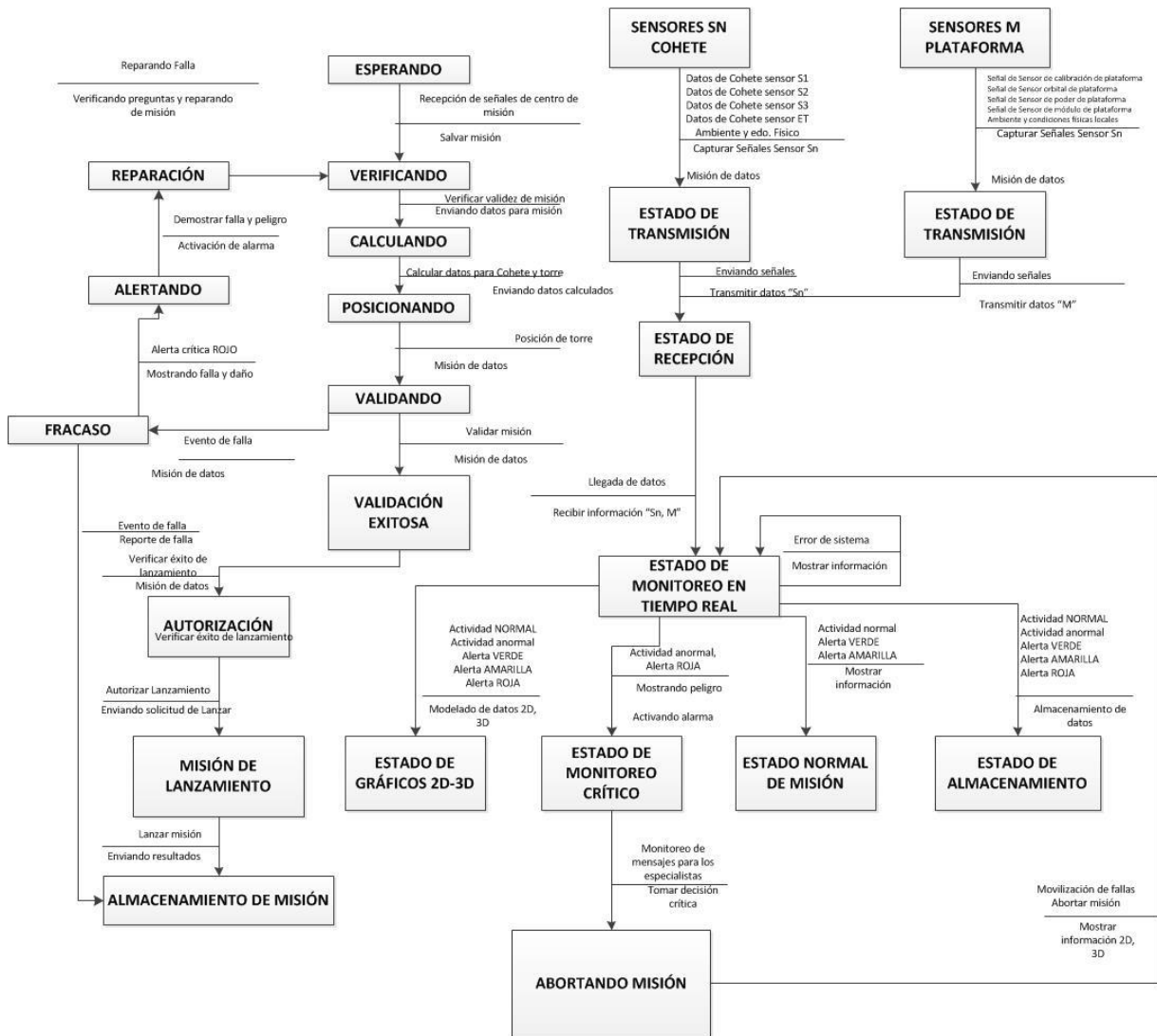


Figura 14. Diagrama de transición de estados

3.1.5 Diagrama de Arquitectura de Contexto

Este diagrama de contexto incluye la entrada a partir de las señales, los bits transferidos a través del sistema, la transferencia de bits para los datos de transmisión del Sistema de Monitoreo en Tiempo real en la plataforma y cohete. El sistema de tiempo real tiene usuarios, operadores, pantalla y una interfaz hombre-máquina para interactuar dentro del sistema.

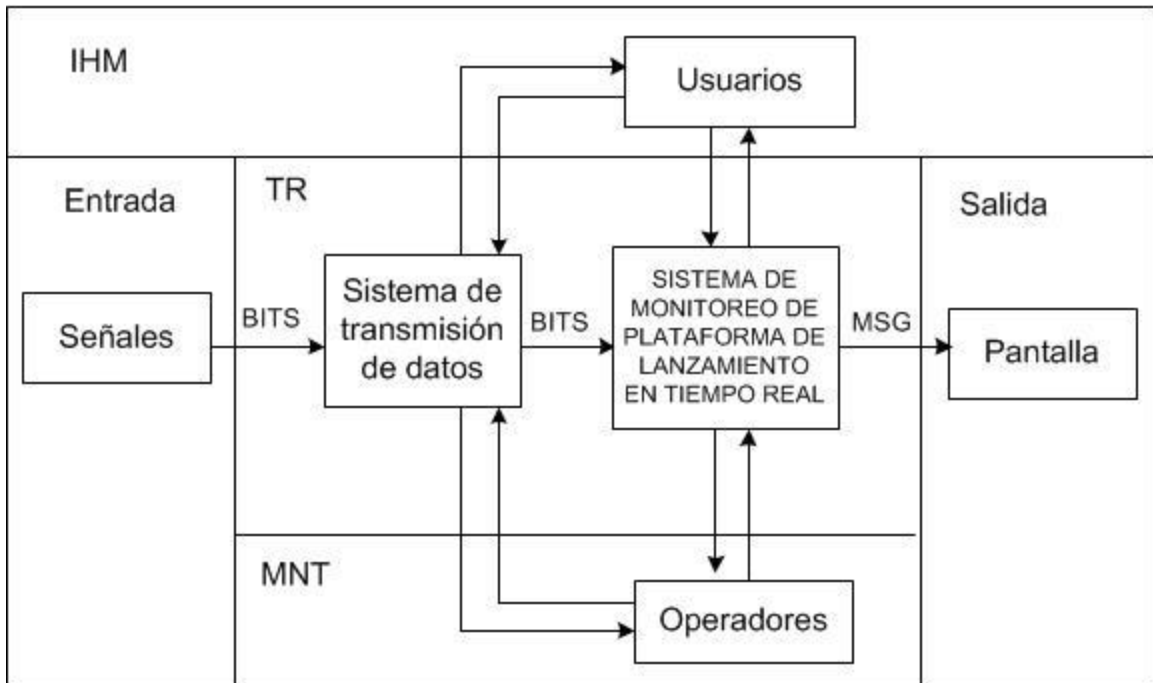


Figura 15. Diagrama de arquitectura contexto

3.1.6 Diagrama de Interconectividad

El Diagrama de interconectividad (Figura 16) permite comprender la abstracción de interconexión entre los elementos dentro de la Plataforma de Lanzamiento de Satélites Mexicanos y los sensores del sistema, los cuales estarán situados en los componentes del cohete y dentro de la plataforma. Esto evitará el error en el cálculo de órbita y detectará las variaciones físicas en componentes y el medio ambiente.

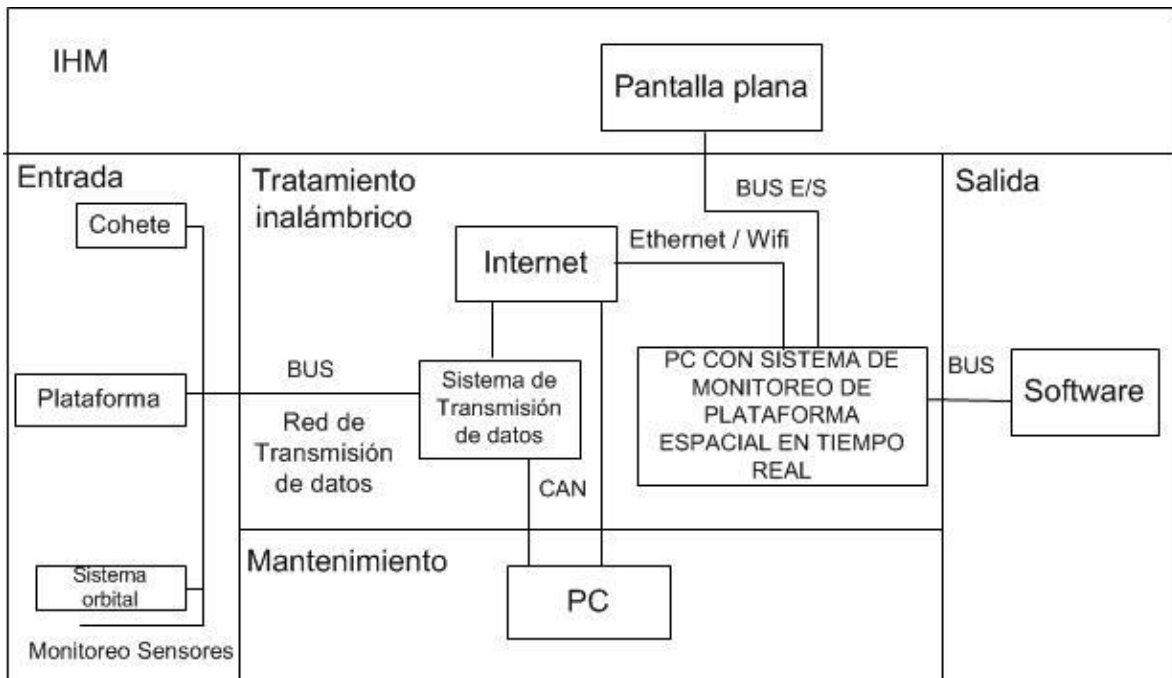


Figura 16. Diagrama de interconectividad

3.1.7 Lacatre

El diseño del software está representado mediante el lenguaje formal gráfico LACATRE (Figuras 17 y 18) para facilitar el diseño del sistema y a su vez representar las aplicaciones desarrolladas en tiempo real (Niño, Colmenares, Huerta, & Aguila, 2013).

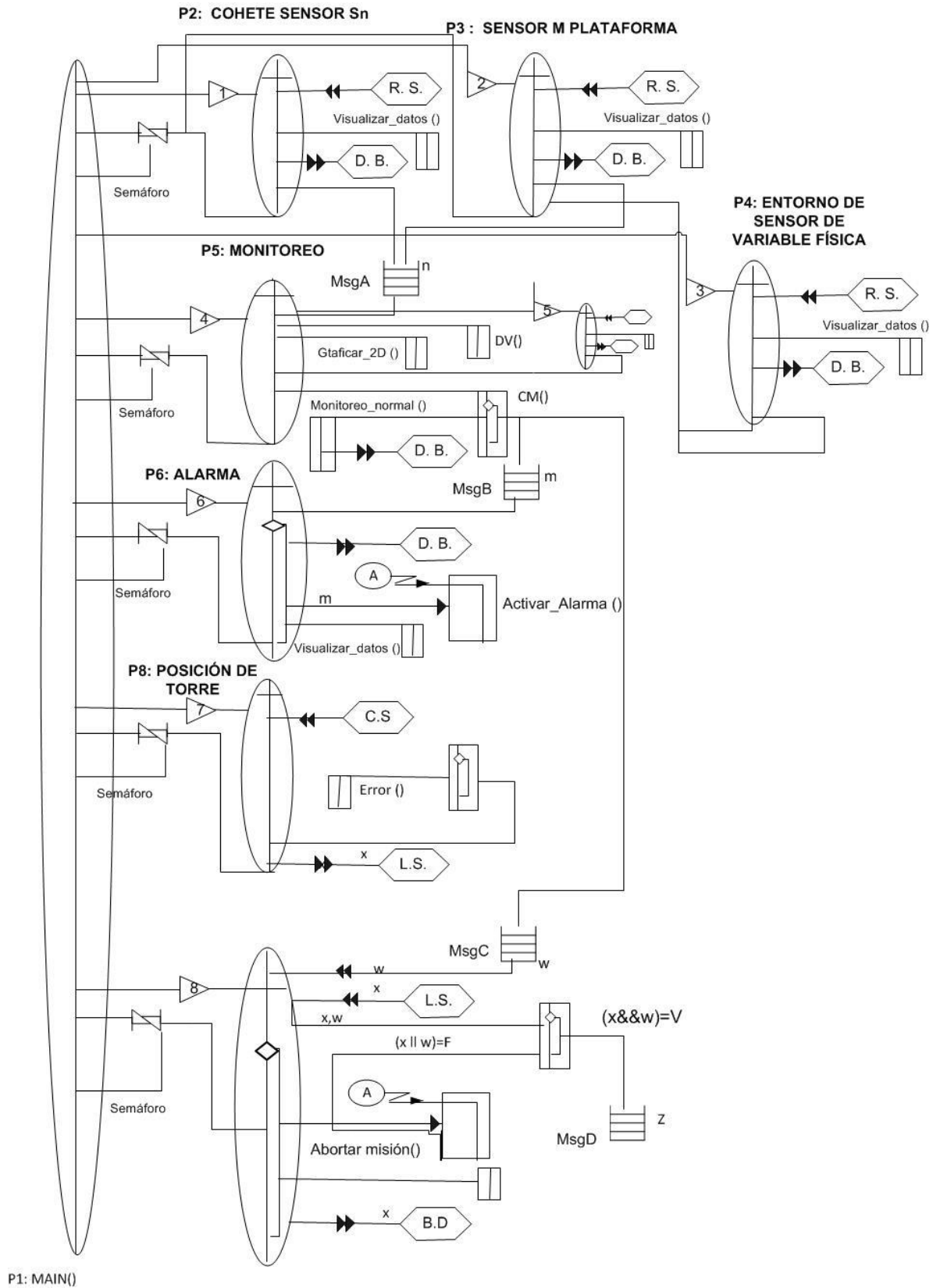


Figura 17. Primer diagrama de LACATRE

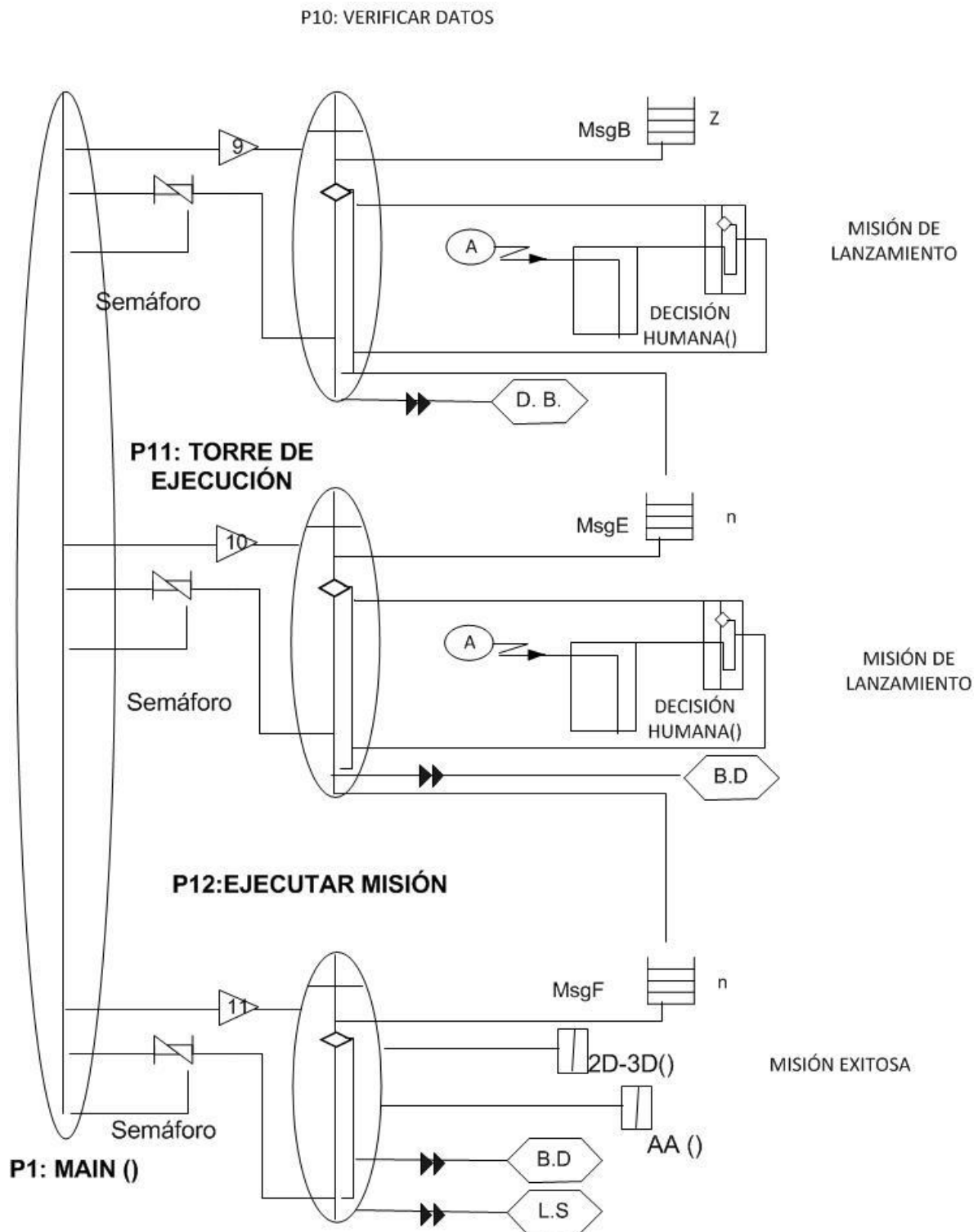


Figura 18. Segunda aproximación de LACATRE

3.2 Árboles de fallas

Por sus siglas en inglés FTA (Fault Tree Analysis), análisis de árbol de fallas se considera una conclusión general que se utiliza para determinar causas específicas de una falla de Sistema. El FTA fue desarrollado en 1962 por H.A. Watson en Bell Laboratories, siendo aplicada esta técnica, para el contrato de división Balística de la Fuerza Aérea estadounidense, para evaluar la verificación de fiabilidad de diseño los sistemas de tiro de los misiles ICBM del cohete Minuteman. Se aplicaban con el objetivo de mejorar la seguridad de sistemas de misiles, pues consideraban que la mayoría de accidentes se generan como resultado de fallas inherentes a un sistema. Los árboles de fallas son un método empleado en sistemas de relatividad, mantenimiento y análisis de seguridad. El análisis comienza con una conclusión general, posteriormente se determinan causas específicas, las cuales permiten la construcción de un diagrama lógico llamado árbol de falla.

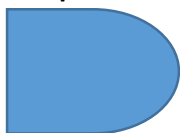
3.2.1 Componentes

Esta técnica consiste en un proceso deductivo, que se basa en las leyes del Algebra de Boole, permite determinar la expresión de sucesos complejos en función de los fallos básicos de elementos que intervienen en él. Es así como se puede notar de forma cualitativa los sucesos que tienen menor probabilidad de ocurrencia.

Los elementos (símbolos) que componen un sistema de árbol de fallas se denominan compuertas lógicas, similares a los símbolos empleados por diseñadores de circuitos electrónicos.

A continuación se mencionan los elementos principales que se utilizan en el diseño y desarrollo de un árbol de fallas:

➤ **Compuerta AND**



Representa una condición que indica que el evento de resultado ocurrirá solamente si todos los eventos de entrada existen simultáneamente.

➤ **Compuerta OR**



El evento ocurrirá si solamente uno o cualquier combinación de los eventos de entrada ocurren.

Respecto a los eventos, existen otros símbolos para su representación:

➤ **Rectángulo**



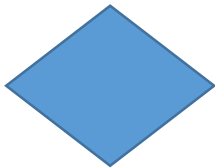
Es el principal componente básico del árbol analítico. Representa el evento negativo, es el único símbolo que tendrá abajo una puerta de lógica y eventos de entrada.

➤ **Círculo**



Representa un evento base en el árbol, se encuentran en niveles inferiores y no requieren más desarrollo o divisiones.

➤ **Diamante**



Evento terminal sin desarrollar. Tal evento es uno no completamente desarrollado debido a falta de información.

➤ **Ovalo**



Representa una situación especial, la cual puede ocurrir solamente si ocurren ciertas circunstancias.

➤ **Triángulo**



Transferencia de una rama del árbol de fallas a otro lugar del árbol.

3.2.2 Desarrollo de análisis de Fallas con diagramas de árbol

- ✓ **Definir el evento superior (Evento TOP)**, para ello se debe identificar el tipo de falla o catástrofe que se va a investigar, este evento es el de mayor relevancia, pues es la falla crítica del sistema.
- ✓ **Conocer el sistema**, se refiere al estudio minucioso de la información disponible sobre el sistema y su ambiente.
- ✓ **Construcción del árbol**, en este apartado se diseña y construye el modelo del sistema, utilizando símbolos. Para una exitosa construcción se debe mantener un formato lógico, uniforme y consistente en cada nivel, se utilizan básicamente las compuertas “AND” y “OR”.
- ✓ **Validez del árbol**, verifica la exactitud del árbol.
- ✓ **Evaluación del árbol**, se refiere a que el árbol necesita examinarse para las áreas donde sea posible hacer mejoras en el análisis o donde se pueda utilizar procedimientos y/o materiales alternativos para disminuir el peligro.
- ✓ **Considerar cambios constructivos**, permite que se analice cualquier error antes de su implementación.
- ✓ **Considerar alternativas y recomendación de medidas**, es la sección donde se implementan acciones correctivas, previas a la implementación final.

3.2.3 Aplicaciones de árbol de fallas

El FTA constituye la oportunidad de reforzar buenas prácticas y mejorar las condiciones del entorno laboral. Se utilizan sistemas de árbol de fallas en ámbitos laborales, industriales, de medicina, etc., pues las aportaciones que se pueden obtener en base a esta herramienta son importantes. Los sistemas de árbol de fallas permiten reducir, prevenir y/o evitar catástrofes. Se pueden utilizar en diversos análisis, siempre y cuando se establezcan y conozcan los eventos de ocurrencia. Los árboles de fallas permiten visualizar de manera gráfica la distribución de eventos, así como la transcendencia de cada uno de ellos.

3.3 Primera aproximación mediante el diseño y análisis matemático

Los diagramas presentados anteriormente son la base de desarrollo que se consideró para la generación de este modelo matemático.

En la primera aproximación realizada para el diseño y análisis del modelo matemático-analítico se toma en cuenta a los valores del sistema externo como elementos independientes al sistema general de Lanzamiento espacial, donde se utiliza la compuerta OR.

Nombre	Valor
A	0.0333
B	0.0333
C	0.0111
D	0.0111
E	0.0111
F	0.0333
G	0.0166
H	0.0166
I	0.0166
J	0.0166
K	0.025
L	0.0083
M	0.0083
N	0.0083
O	0.025
P	0.0125
Q	0.0125
R	0.025
S	0.025
T	0.05
U	0.05
V	0.05
W	0.05
X	0.05
Y	0.05
Z	0.05
A'	0.05
B'	0.05
C'	0.1
D'	0.0333
E'	0.0333
F'	0.0333

Tabla 2. Valores de elementos

Respecto al trabajo previo de investigación, donde se llevó a cabo el análisis, diseño y creación de un modelo (general) de lanzamiento, se obtiene un modelo de lanzamiento general de fallas, el cual, para su mejor entendimiento se analiza mediante distintas variables (Tabla 2).

El modelo matemático se obtiene al analizar los eventos iniciales del Árbol de Fallas general, obteniendo la siguiente fórmula matemática:

$$TOP= 1- \{[(A*B*(C*D*E)) * (F*(G*H)*(I*J)) * (K*(L*M*N)*O*(P*Q*)) * ((R*S)*T)] * [(U*V)*(W*X)*(Y*Z)*(A'*B')]\} + [C' * (D'*E'*F')] \quad (1)$$

Los valores de dichos eventos se obtienen con la simulación analítica del Árbol de fallas. Los valores presentados se identifican con colores diferentes (para su mejor manejo): Cohete (azul), Plataforma (verde) y factor externo (amarillo).

La resolución matemática se realiza, de igual manera, en los tres sectores que se visualizan, obteniendo entonces tres fórmulas.

- **Cohete**

1. Se genera la siguiente fórmula matemática:

$$F(c)= [(A*B*(C*D*E)) * (F*(G*H)*(I*J)) * (K*(L*M*N)*O*(P*Q*)) * ((R*S)*T)] \quad (2)$$

2. Con los siguientes valores por sus subconjuntos, donde además se muestra la sustitución de valores obtenidos, generando los siguientes resultados:

$$[(A*B*(C*D*E))]= [(0.0333*0.0333*(0.0111*0.0111*0.0111))]= 1.51655E-09$$

$$(F*(G*H)*(I*J))= (0.0333*(0.0166*0.0166)*(0.0166*0.0166))=2.52858E-09$$

$$(K*(L*M*N)*O*(P*Q*))= (0.025*(0.0083*0.0083*0.0083)* 0.025*(0.0125*0.0125))= 5.58386E-14$$

$$((R*S)*T)= ((0.025*0.025)* 0.05)= 0.00003125$$

3. Obteniendo:

$$F(c)= [(A*B*(C*D*E)) * (F*(G*H)*(I*J)) * (K*(L*M*N)*O*(P*Q*)) * ((R*S)*T)]= 6.69142E-36$$

- **Plataforma**

1. Se genera la siguiente fórmula matemática:

$$F(p)= [(U*V)*(W*X)*(Y*Z)*(A'*B')] \quad (3)$$

2. Con los siguientes valores por sus subconjuntos, donde además se muestra la sustitución de valores obtenidos, genera los siguientes resultados:

$$(U*V) = (0.05*0.05) = 0.0025$$

$$(W*X) = (0.05*0.05) = 0.0025$$

$$(Y*Z) = (0.05*0.05) = 0.0025$$

$$(A'*B') = (0.05*0.05) = 0.0025$$

3. Obteniendo:

$$F(p) = [(U*V)*(W*X)*(Y*Z)*(A'*B')] = \mathbf{3.90625E-11}$$

• Factor Externo

1. Se genera la siguiente fórmula matemática:

$$F(fe) = [C' * (D'*F'*G')] \tag{4}$$

2. Con los siguientes valores por sus subconjuntos, donde además se muestra la sustitución de valores obtenidos, genera los siguientes resultados:

$$C' = 0.1$$

$$(D'*F'*G') = (0.0333*0.0333*0.0333) = 3.6926E-05$$

3. Obteniendo:

$$F(fe) = [C' * (D'*F'*G')] = \mathbf{3.6926E-06}$$

Después de la resolución por sectores, se realiza la operación final, sustituyendo los valores de las operaciones realizadas (por subconjuntos) de acuerdo a la fórmula inicial

$$TOP = \{ [(A*B*(C*D*E)) * (F*(G*H)*(I*J)) * (K*(L*M*N)*O*(P*Q*)) * ((R*S)*T)] * [(U*V)*(W*X)*(Y*Z)*(A'*B')] + [C' * (D'*E'*F')] \} =$$

$$TOP = (\text{Cohete}) * (\text{Plataforma}) + (\text{Factor Externo}) = [f(c1)*f(c2)]*f(p) + f(fe) \tag{5}$$

Al sustituir los valores y realizar el análisis matemático, obtenemos el siguiente resultado

$$[f(c1)*f(c2)]*f(p)+f(fe) = (6.69142E-36)*(3.90625E-11)+(3.6926E-06)= \mathbf{3.6926E-06} \quad (6)$$

Para conocer el porcentaje de fiabilidad del sistema, utilizamos la ecuación

$$\mathbf{TOP= 1- (3.6926E-06)}$$

$$\mathbf{TOP= 0.999996307} \quad (7)$$

Por lo tanto, se puede notar que la fiabilidad que se muestra a través de este trabajo es de **99.9996307%** con un margen de error de 0.00036926%.

CAPÍTULO 4

PROPUESTA SOLUCIÓN PARA IMPLEMENTACIÓN Y PREVENCIÓN DE CATÁSTROFES EN MISIONES ESPACIALES POR LA INTERVENCIÓN DE FACTORES EXTERNOS

Se crea un modelo matemático basado en el análisis de árboles de fallas, permitiendo la visualización general del funcionamiento y requerimientos para llevar a cabo Lanzamientos de cohetes de satélites geoestacionarios.

El análisis de fallos se realiza con el método de la modelización matemática de Árbol de fallas y describe el Tiempo real de la Aproximación de un modelo de lanzamiento. El método de árbol de fallas de construir un diagrama lógico conectado por compuertas AND & OR, que tienen el objetivo de encontrar las combinaciones de fallos de los componentes y el conjunto de corte mínimo que describen las combinaciones de fallas de los componentes que hacen que el TOP (evento catastrófico) ocurra. Este método es deductivo y tiene el evento superior, evento intermedio y el evento base, el que es el comienzo de la falla del sistema (Andrews & Moss, 1993). El árbol de fallas propuesto tiene el fracaso de Lanzamiento crítico como evento TOP la explosión, como el evento de mayor peligro.

Esto se produce debido a la falta de prevención si el sistema completo falla. El árbol incluye los fallos parciales de subsistemas, como el Cohete, que incluye todos los posibles eventos de fallo por etapas (1,2,3 y torre de escape), compuestos por otros elementos como: tanque de oxígeno, propulsores, motor de lanzamiento. Este sistema tiene otros eventos de fracaso inicial que se representan como A,B,C,D,E,F,J,H,I,J,K,L,M,N,O,P,Q,R,S,T. Otro sub-sistema es el de Plataforma, el cual tiene posibles eventos de fallos, por mencionar algunos, sistema de calibración, módulo de servicio, con sus respectivos eventos de fallo representados como U,V,W,X,Y,Z,A',B'. Finalmente, lo que se propone en este trabajo (que hace diferente a algunos otros) es el sub-sistema de factor externo, que se compone de dos factores: humano y natural, cabe mencionar que ese análisis se ha obtenido basado en los últimos eventos ocurridos en el fallo de sus misiones, los eventos de fallo se representan como C', D', E', F'.

La expresión booleana matemática (Rausand, 1994; Andrews & Moss, 1993) del Sistema de Lanzamiento espacial en tiempo real del árbol de fallas, con el fin de expresar el evento TOP es de la siguiente manera:

$$\text{TOP} = \{ [(A*B*(C*D*E)) * (F*(G*H)*(I*J) * (K*(L*M*N)*O*(P*Q*)) * ((R*S)*T)] * [(U*V) * (W*X) * (Y*Z) * (A'*B')] + [C' * (D'*F'*G')] \} \quad (1)$$

4.1 Simulación

La Aproximación de un modelo de lanzamiento con Análisis de Fallas para posicionamiento en Tiempo Real de satélites, en su órbita correcta se simuló con Windchill Quality Solutions Software (Kultyshev, Blagodarev, Gladkii, & Shanturov, 2013).

La propuesta de simulación se divide en cuatro árboles del Sistema de tiempo Real de la aproximación de un modelo de lanzamiento; dos árboles representan los componentes del cohete, teniendo un porcentaje asignado de probabilidad de ocurrencia del 40%, un árbol asignado al elemento llamado plataforma, el cual tiene un porcentaje de probabilidad de ocurrencia del 40% y por último un árbol denominado desastres naturales, al cual se le asignó un porcentaje de probabilidad de ocurrencia del 20%. Esto significa que el Sistema de Lanzamiento tiene una probabilidad $P(\text{cohete})=0.4$, $P(\text{plataforma})=0.4$ y $P(\text{factor externo})=0.2$.

La probabilidad final se calcula de la siguiente manera:

$$\text{TOP} = P(\text{cohete}) * P(\text{plataforma}) * P(\text{factor externo}) = [f(c1)*f(c2)]*f(p)*f(fe) = 1 \quad (8)$$

Donde la probabilidad de fallo es de 0 y 1. La fiabilidad del Sistema (Ruan & Sun, 2006) se calcula con la siguiente expresión matemática:

$$R(S) = 1 - U \quad (9)$$

$U(s)$ es la probabilidad de fallo de cada componente del sistema y los conjuntos de corte son la combinación de eventos básicos, resultantes del evento superior (Vesley, 2002).

El árbol de fallas del modelo de lanzamiento es dividido en 4, luego, se obtiene la probabilidad de ocurrencia para cada sub-árbol, cabe mencionar que el elemento cohete se compone de 2 sub-árboles, entonces: cohete=.4, plataforma=.4 y factor externo=.2.

Para el sistema de cohete se dividió en 2 árboles de fallas para su mejor entendimiento (Figuras 19 y 20).

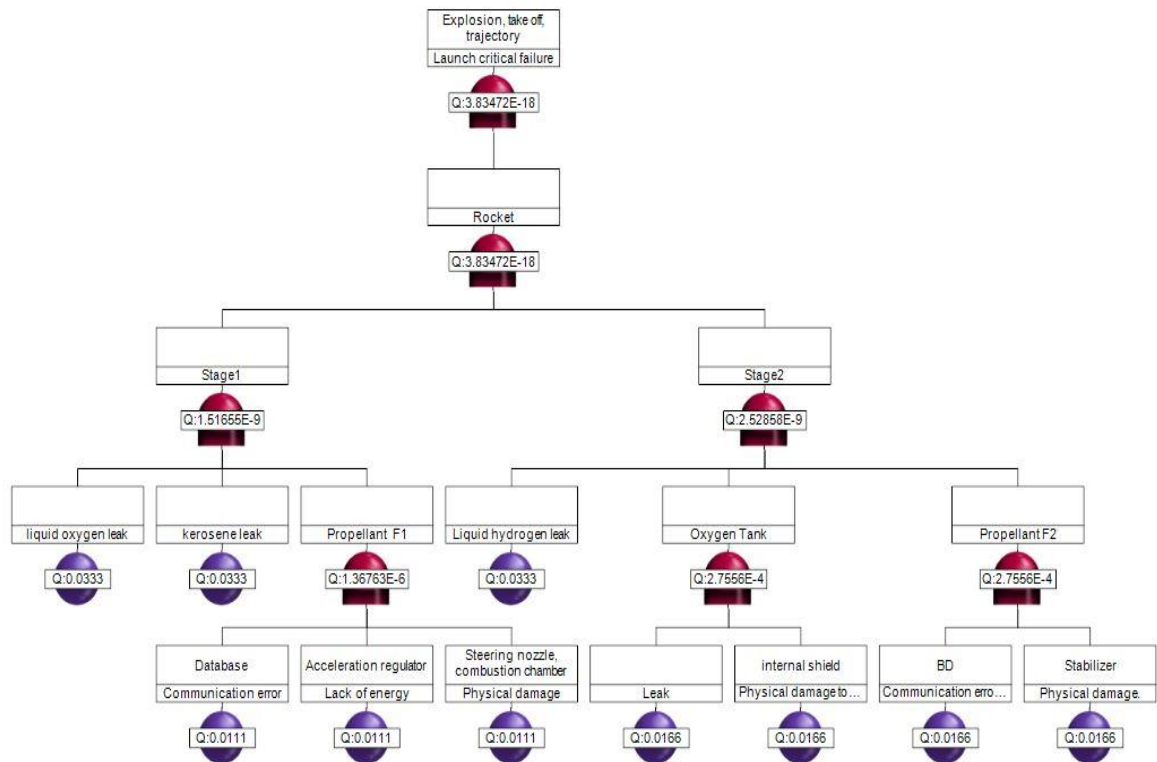


Figura 19. Sistema de Cohete (Parte 1)

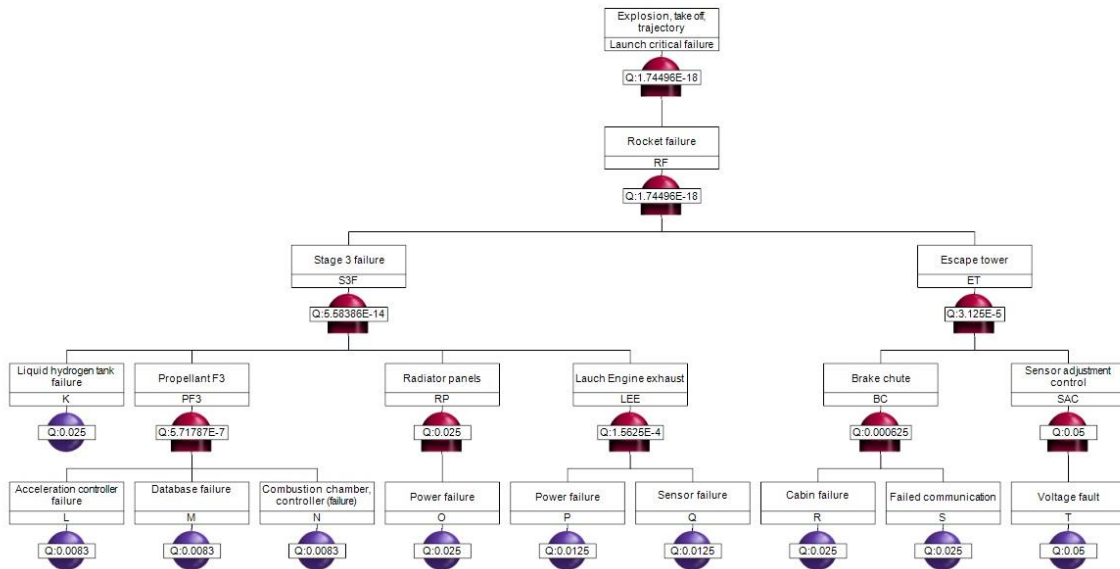


Figura 20. Sistema de Cohete (Parte 2)

Se aplicó una distribución de la siguiente manera: los eventos iniciales A,B (tanque de oxígeno y queroseno) son 30% más probables que los eventos iniciales C,D,E (que tienen la misma probabilidad de ocurrencia), todos ellos pertenecen a la etapa 1; el evento F (tanque de hidrógeno líquido) tiene la misma probabilidad de ocurrencia de los eventos A,B, pero es 50% más probable que los eventos G,H,I,J (que tienen la misma probabilidad de ocurrencia, ya que tienen el mismo riesgo), estos pertenece a la etapa 2; Mientras los eventos K,O,R,S de la etapa 3 tienen la misma probabilidad de ocurrencia, siendo K 30% mayor que los eventos iniciales L,M,N (los cuales tienen la misma probabilidad de riesgo), los eventos iniciales P,Q (con la misma probabilidad de riesgo) tienen 50% menor probabilidad de riesgo que el evento O, sin embargo el evento inicial T es 50% más probable que los eventos R,S. Los resultados de simulación del sistema del cohete (FC) tienen una probabilidad de ocurrencia de $p(FC)=[f(c1)*f(c2)]= (3.17982E-105*7.96940E-214)= 0.0000000E+00$ (Tablas 3 y 4).

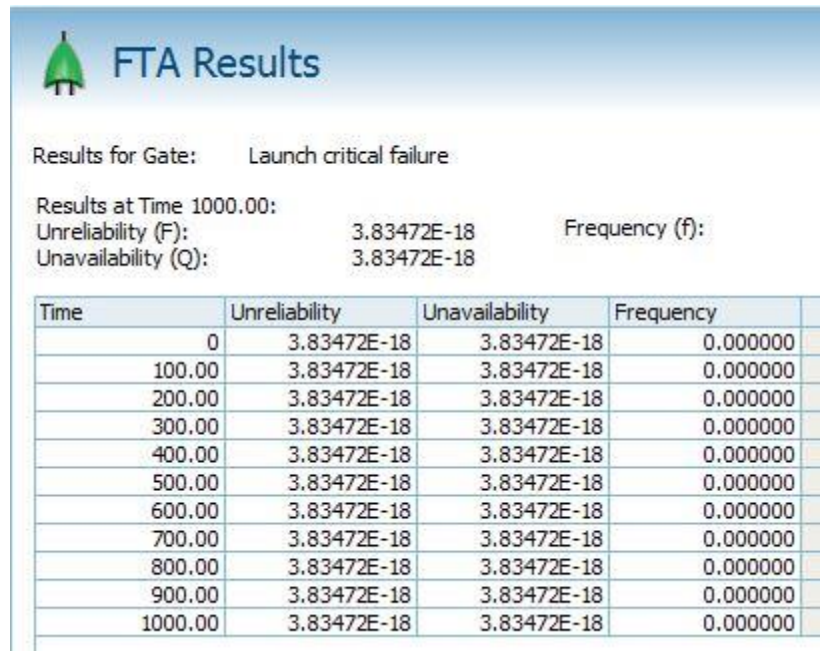


Tabla 3. Resultados de simulación del Sistema de Cohete (Parte 1)

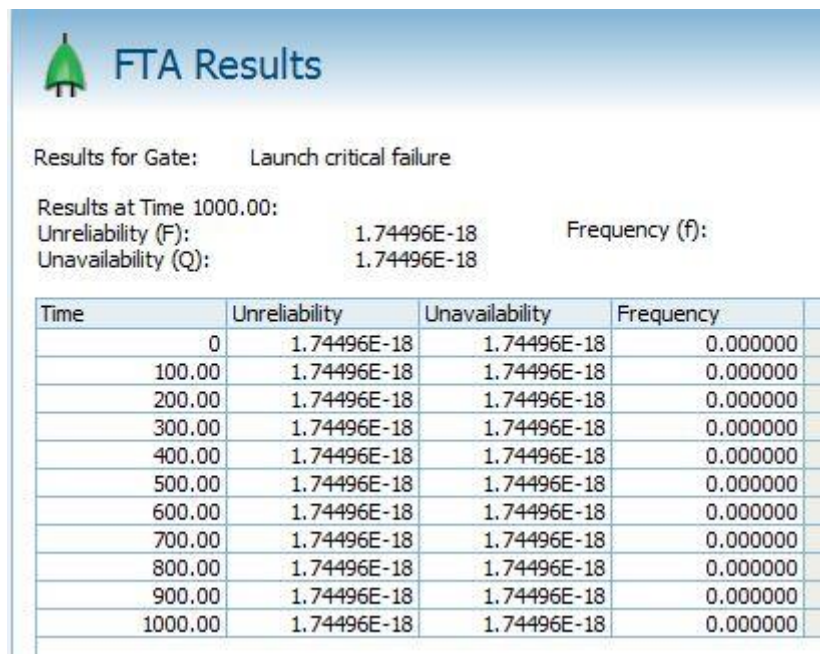


Tabla 4. Resultados de simulación del Sistema de Cohete (Parte 2)

El árbol de fallas de la Plataforma (FP) se divide por los acontecimientos iniciales (U, V, W, X, Y, Z, A', B'), con la misma probabilidad de ocurrencia (Figura 21). La distribución se hizo al dividir, primero, los 4 componentes (sistema de calibración, sistema físico orbital, sistema de poder y módulo de servicio), a continuación cada componente se dividió entre 2 eventos iniciales, eventos que se pueden adaptar en función particular de la arquitectura de cada uno de los sistemas.

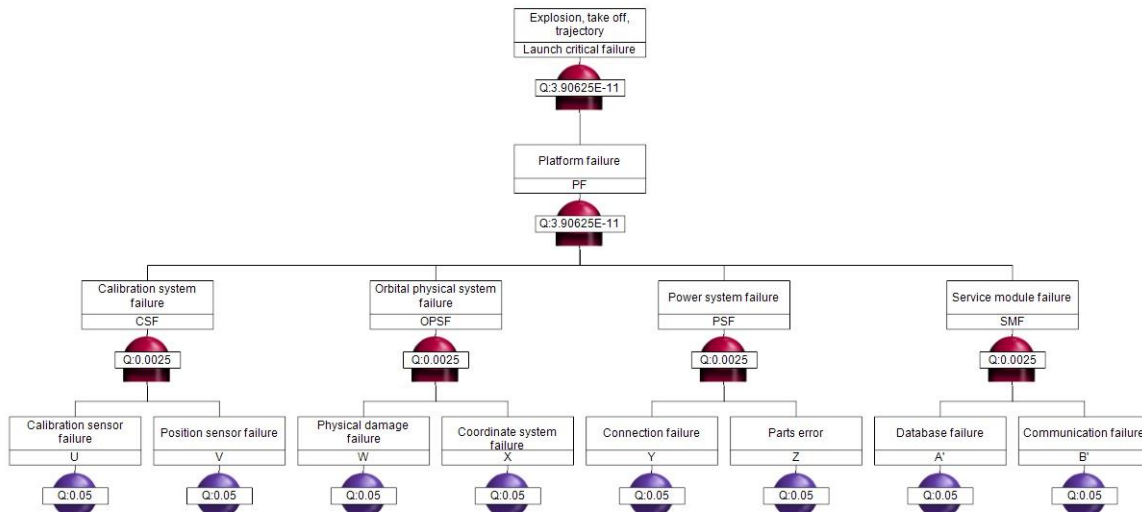



Figura 21. Sistema de Plataforma

 **FTA Results**

Results for Gate: Launch critical failure

Results at Time 1000.00:
 Unreliability (F): 3.90625E-11 Number of Failures:
 Unavailability (Q): 3.90625E-11 Frequency (f):

Time	Unreliability	Unavailability	Frequency
0	3.90625E-11	3.90625E-11	0.000000
100.00	3.90625E-11	3.90625E-11	0.000000
200.00	3.90625E-11	3.90625E-11	0.000000
300.00	3.90625E-11	3.90625E-11	0.000000
400.00	3.90625E-11	3.90625E-11	0.000000
500.00	3.90625E-11	3.90625E-11	0.000000
600.00	3.90625E-11	3.90625E-11	0.000000
700.00	3.90625E-11	3.90625E-11	0.000000
800.00	3.90625E-11	3.90625E-11	0.000000
900.00	3.90625E-11	3.90625E-11	0.000000
1000.00	3.90625E-11	3.90625E-11	0.000000

Tabla 5. Resultados de simulación del Sistema de Plataforma

La probabilidad de ocurrencia de cada evento inicial es $p(x) = 0.05$. El resultado de la simulación del árbol de fallas del sistema de plataforma tiene una probabilidad $p(FP) = f(p) = 3.90625E-11$ (Tabla 5).

El árbol de fallas de Factor externo (FFE) inicialmente advierte un OR, mientras sus eventos iniciales se derivan de la compuerta AND, los eventos iniciales D', E', F' (0.0333) tienen la misma probabilidad de ocurrencia, pero son 30% menos probables que el evento C' (0.1), este evento inicial se refiere al riesgo por factor humano (Figura 22).

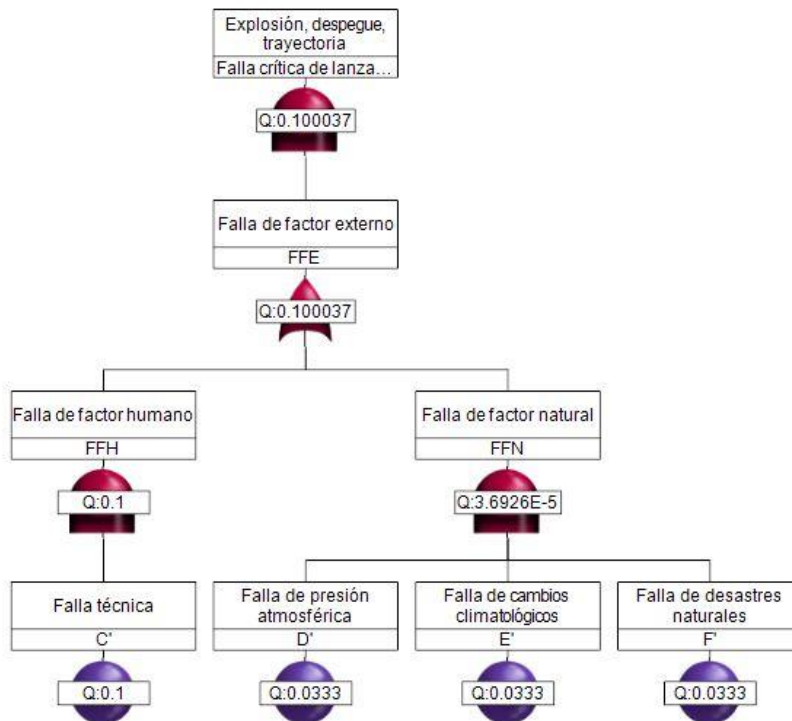


Figura 22. Sistema de Factor externo

El resultado de la simulación del árbol de fallas del sistema de factor externo tienen una probabilidad $p(FFE) = f(fe) = 0.003704$ (Tabla 6).



FTA Results

Results for Gate: Falla crítica de lanzamiento

Results at Time 1000.00:

Unreliability (F): 3.69260E-6 Frequency (f): 0.000000
 Unavailability (Q): 3.69260E-6

Time	Unreliability	Unavailability	Frequency
0	3.69260E-6	3.69260E-6	0.000000
100.00	3.69260E-6	3.69260E-6	0.000000
200.00	3.69260E-6	3.69260E-6	0.000000
300.00	3.69260E-6	3.69260E-6	0.000000
400.00	3.69260E-6	3.69260E-6	0.000000
500.00	3.69260E-6	3.69260E-6	0.000000
600.00	3.69260E-6	3.69260E-6	0.000000
700.00	3.69260E-6	3.69260E-6	0.000000
800.00	3.69260E-6	3.69260E-6	0.000000
900.00	3.69260E-6	3.69260E-6	0.000000
1000.00	3.69260E-6	3.69260E-6	0.000000

Tabla 6. Resultados de simulación del Sistema de Factor externo

El Sistema de árbol de fallas de la Aproximación de un modelo para posicionamiento en Tiempo Real de satélites tiene una probabilidad final, que se obtiene multiplicando las probabilidades del Sistema del Cohete, el Sistema de Plataforma, y a su vez las probabilidades del Sistema de Factor Externo, obteniendo:

$$TOP = P(\text{cohete}) * p(\text{plataforma}) * p(\text{factor externo}) = [f(c1) * f(c2)] * f(p) * f(fe) \quad (10)$$

Donde al sustituir los valores obtenidos por el simulador, tenemos:

$$TOP = P(FC) * p(FP) * p(FFE) = p(6.69143E-36) * p(3.90625E-11) * p(3.6926E-08) = 9.68165E-49 \quad (11)$$

4.2 Simulación Matemática

La Aproximación de un modelo de lanzamiento con Análisis de Fallas para posicionamiento en Tiempo Real de satélites posee el evento TOP Ecuación (1). Sin embargo, esta expresión puede ser simplificada para las ecuaciones (8) y (9). Dado que el principal evento se expresa como la unión de los conjuntos de corte mínimos, la probabilidad del evento TOP se puede aproximar como la multiplicación y suma de la corte que establece probabilidades individuales, siempre que, estas probabilidades son pequeñas (Vesley, et. al, 2002).

Las probabilidades de todos los eventos básicos son los siguientes:

$P(A)=0.0333$, $p(B)=0.0333$, $p(C)=0.0111$, $p(D)=0.0111$, $p(E)=0.0111$, $p(F)=0.0333$, $p(G)=0.0166$,
 $p(H)=0.0166$, $p(I)=0.0166$, $p(J)=0.0166$, $p(K)=0.025$, $p(L)=0.0083$, $p(M)=0.0083$, $p(N)=0.0083$,
 $p(O)=0.025$, $p(P)=0.0125$, $p(Q)=0.0125$, $p(R)=0.025$, $p(S)=0.025$, $p(T)=0.05$, $p(U)=0.05$, $p(V)=0.05$,
 $p(W)=0.05$, $p(X)=0.05$, $p(Y)=0.05$, $p(Z)=0.05$, $p(A')=0.05$, $p(B')=0.05$, $p(C')=0.01$, $p(D')=0.0333$,
 $p(E')=0.0333$, $p(F')=0.0333$

El desarrollo de la ecuación aplicando la ley asociativa es el siguiente:

Cohete (parte 1)

$$F(c1) = AB*(C*D*E)*(F*GH*IJ)$$

$$F(c1) = (ABC*ABD*ABE)*(FGH*FIJ)$$

$$F(c1) = ABCFGH*ABCFIJ*ABDFGH*ABDFIJ*ABEFGH*ABEFIJ$$

Cohete (parte 2)

$$F(c2) = (K*(L*M*N)*O*(P*Q)*(R*S)*T)$$

$$F(c2) = KL*KM*KN*O*(PR*PS*QR*QS)*T$$

$$F(c2) = KL*KM*KN*(OPR*OPS*OQR*OQS)*T$$

$$F(c2) = KL*KM*KN*(TOPR*TOPS*TOQR*TOQS)$$

$$F(c2) = KLTOPR* KLTOPS* KLTOQR* KLTOQS* KMTOPR* KMTOPS* KMTOQR* KMTOQS*
 KNTOPR* KNTOPS* KNTOQR* KNTOQS$$

Plataforma

$$F(p) = (U*V)*(W*X)*(Y*Z)*(A'*B')$$

$$F(p) = UV*(W*X)*(Y*Z)*(A'*B')$$

$$F(p) = UVW*UVX*(Y*Z)*(A'*B')$$

$$F(p) = UVWY * UVWZ * UVXY * UVXZ * (A * B')$$

$$F(p) = UVWYA' * UVWZA' * UVXYA' * UVXZA' * UVWYB' * UVWZB' * UVXYB' * UVXZB'$$

Factor externo

$$F(fe) = [C' * (D' * E' * F')] = C'D' * C'E' * C'F' = 0.00100111$$

La ecuación original (1) se presenta a continuación, donde se emplean las variables correspondientes a cada sub-sistema, además se describe utilizando la ley lógica asociativa (Scheinerman, 2001):

$$TOP = (ABC * ABD * ABE) * (FGH * FIJ) * KL * KM * KN * (TOPR * TOPS * TOQR * TOQS) * UVW * UVX * (Y * Z) * (A' * B') * [C' * (D' * E' * F')] \quad (12)$$

Cada producto representa un recorte mínimo establecido de la siguiente manera:

$$TOP = ABCFGH * ABCFIJ * ABDFGH * ABDFIJ * ABEFGH * ABEFIJ * KLTOPR * KLTOPS * KLTOQR * KLTOQS * KMTOPR * KMTOPS * KMTOQR * KMTOQS * KNTOPR * KNTOPS * KNTOQR * KNTOQS * UVWYA' * UVWZA' * UVXYA' * UVXZA' * UVWYB' * UVWZB' * UVXYB' * UVXZB' * C'D' * C'E' * C'F' \quad (13)$$

La fiabilidad del sistema se calcula con la ecuación (2) realizando las operaciones de todo el corte mínimo establecido

$$R(S) = 1 - (\text{ecuación 13}) \quad (14)$$

Cuando la resolución de la ecuación 13 se convierte en:

$$TOP = 1.12946E-10 * 1.12946E-10 * 1.12946E-10 * 1.12946E-10 * 1.12946E-10 * 1.12946E-10 * 8.10547E-11 * 8.10547E-11 * 8.10547E-11 * 8.10547E-11 * 8.10547E-11 * 8.10547E-11 * 8.10547E-11 * 8.10547E-11 * 8.10547E-11 * 8.10547E-11 * 8.10547E-11 * 3.125E-07 * 3.125E-07 * 3.125E-07 * 3.125E-07 * 3.125E-07 * 3.125E-07 * 3.125E-07 * 0.00333 * 0.00333 * 0.00333 \quad (15)$$

Así, el resultado final es el siguiente:

$$TOP = 1.7941E-234 \quad (16)$$

Aplicando la expresión matemática (9) obtenemos la siguiente fiabilidad:

$$RS=1-(1.7941E-234) \quad (17)$$

$$RS= 1 \quad (18)$$

Para obtener el resultado de fiabilidad del sistema, se multiplica por 100, para presentar el resultado en esta escala, entonces:

$$RS= (\text{Valor de fiabilidad obtenido}) * (\text{escala a presentar}) \quad (19)$$

$$RS=1*100 \quad (20)$$

$$RS= 100 \% \quad (21)$$

Si bien nuestro país no cuenta con su propio Centro de Lanzamiento Espacial, sin embargo el compromiso que se tiene desde las Universidades, Centros de Investigación y Organismos (públicos y privados) por generar aportaciones que den solución a problemas relacionados al ámbito espacial es grande. Mediante este trabajo de tesis se presenta la primera aproximación de investigación en un modelo basado en árboles de Fallas de Sistemas Espaciales desde la creación de la AEM. Este modelo se presenta de manera general, permitiendo que pueda ser aplicado en cualquier tipo de misión espacial. Por ejemplo, el evento ocurrido recientemente por el Sistema de Navegación Geoespacial Galileo (22 de agosto de 2014) que por el posicionamiento en una órbita errónea generó el fracaso de la misión que se tenía, y la explosión, después de su despegue, de la nave espacial Cygnus en las instalaciones de la NASA (29 de octubre de 2014).

A través de la aplicación del diseño de un Sistema de Fallas, que toma como sistema integrado al factor humano, la fiabilidad del sistema de lanzamiento es mucho mayor. En base a los eventos y/o catástrofes ocurridos recientemente, podemos reconocer la importancia que tiene incluir dentro de los eventos con probabilidad a ocurrir factores externos, los cuales se considera que tienen una probabilidad de ocurrencia mínima.

CAPÍTULO 5

ANÁLISIS DE RESULTADOS

El análisis del Sistema de Lanzamiento muestra una diferencia de resultados de fiabilidad, dependiendo del análisis matemático que se realice, en base a la inclusión estricta dependiente o independiente del factor externo. Mediante el estudio e investigación de este trabajo, se ha podido analizar y desarrollar el modelo matemático del Sistema de Lanzamiento Espacial de dos maneras distintas. Cada una de ellas difiere en el desarrollo del árbol de fallas donde se muestra el Factor Externo (utilizando operacionales AND y OR, según sea el análisis).

El modelo matemático se compone de tres sub-sistemas llamados: Cohete, Plataforma y Factor externo, los valores proporcionales que se asignaron son del 40 por ciento para los dos primeros sub-sistemas y 20 por ciento para el último, la diferencia de resultados surge en la manera de analizar el sub-sistema de Factor Externo, el valor de proporcionalidad sigue siendo del 20 por ciento, sin en cambio las compuertas que se utilizan hacen que el resultado final tenga variaciones (compuerta AND&OR). A continuación se muestran las ecuaciones matemáticas correspondientes a cada análisis, así como los resultados obtenidos para determinar la fiabilidad de cada sistema.

$$R(S) = 1 - U \tag{1}$$

Donde U(s) es la probabilidad de fallo de cada componente del sistema y los conjuntos de corte son la combinación de eventos básicos, resultantes del evento superior y del análisis matemático, con la sustitución de elementos

En el modelo matemático previo a este trabajo de investigación, el factor externo se analiza de manera independiente, donde

$$TOP = 1 - \{ [(A*B*(C*D*E)) * (F*(G*H)*(I*J)) * (K*(L*M*N)*O*(P*Q*)) * ((R*S)*T)] * [(U*V)*(W*X)*(Y*Z)*(A*B')] + [C*(D*E*F')] \} \tag{9}$$

$$TOP = 1 - (3.6926E-06) \tag{12}$$

$$TOP = 0.999996307 \tag{13}$$

$$TOP=99.9996307\% \quad (14)$$

$$TOP= (ABC*ABD*ABE)*(FGH*FIJ)* KL*KM*KN*(TOPR*TOPS*TOQR*TOQS)* \\ UVW*UVX*(Y*Z)*(A*B)*[C' * (D'*E'*F')] \quad (15)$$

$$TOP=1-(1.7941E-234) \quad (16)$$

$$TOP= 1 \quad (17)$$

$$TOP= 100 \% \quad (18)$$

Los valores proporcionales C' D' F' G' son los elementos que conforman al Factor externo, con el valor de proporcionalidad (en conjunto) del 20 por ciento, sin en cambio en la ecuación (9) los componentes de dicho sub-sistema utilizan la compuerta OR [C' + (D'*F'*G')], por lo cual, al sustituir los valores proporcionales se obtiene 0.100036926 para el árbol de fallas denominado Factor externo, finalmente, al sustituir nuevamente los valores para el Sistema de Lanzamiento (sistema final) y emplear la ecuación 1 obtenemos TOP=1- (3.6926E-06), donde al realizar las operaciones correspondientes obtenemos la fiabilidad de 99.9996307%.

Realizamos la misma secuencia de resolución, empleando los mismos valores para los elementos que conforman el sub-sistema Factor externo, en esta ocasión utilizamos la compuerta AND, como se muestra [C' * (D'*F'*G')] (ecuación 15), el desarrollo matemático de este sistema corresponde a la siguiente ecuación C'D'*C'E'*C'F'= 0.00100111. Los valores que se obtienen de este análisis y al sustituirlos corresponden a la fiabilidad del 100 %.

Los resultados finales del análisis y desarrollo del modelo matemático que se presentan en las ecuaciones 9 y 15, muestran una gran diferencia, debido a que el diseño del sub-sistema de Factor Externo se analiza de distinta manera. Se concluye que analizar el sub-sistema con la compuerta AND es mejor, pues además de darnos un mejor porcentaje de fiabilidad, respalda la importancia de esta propuesta para el Lanzamiento Espacial, de analizar y contemplar el Factor Externo como un sub-sistema estrictamente complementario del Sistema General, como se ha mencionado la probabilidad de fallo por factores humanos es altamente importante de considerar. En fallos en cumplimiento de misiones se generaron catástrofes por factores ajenos a elementos que conforman el cohete o plataforma.



Figura 23. Resultados de fiabilidad

En la Figura 23, se muestra gráficamente la diferencia de probabilidad de fiabilidad, por lo cual se puede apreciar que la diferencia numérica es muy pequeña (0.00036926%), cabe destacar que en los Sistemas de Lanzamiento un valor así puede significar un error catastrófico, generando pérdidas innumerables, afectando de manera importante la misión a desarrollar. Por esta razón, se ha creado un modelo general para poderse aplicar en cualquier misión de lanzamiento, garantizando el éxito de la misión a desarrollar, tanto en el momento del lanzamiento, despegue y maniobras.

Considerando los eventos catastróficos como el de Galileo y Cygnus, se propone realizar nuevos análisis del sistema, donde los valores de probabilidades de fallo se modifiquen. Por lo tanto, el sub-sistema de Factor externo deberá tener un valor de probabilidad de falla mayor y sea considerado estrictamente parte del sistema de ocurrencia de fallas, de esta manera podrá evitarse la falla de misiones, y a su vez pérdidas científicas y económicas.

CONCLUSIONES Y TRABAJO A FUTURO

Las principales aportaciones son: (a) El diseño del nuevo árbol de fallas general del sistema de Lanzamiento espacial; (b) El análisis mediante la generación de árbol de fallas; (c) Se realiza un modelo analítico matemático y modelado con software especializado; (d) una propuesta teórica de aplicación para prevenir catástrofes y/o errores en los Lanzamientos espaciales, donde el factor humano exige implementación futura inmediata destinada a considerarse estrictamente dependiente en los sistemas de árboles de fallas y los estudios de análisis que tengan que ser considerados.

El objetivo general del proyecto se cumplió de manera satisfactoria, pues se propuso una Aproximación de un modelo analítico-matemático para el lanzamiento en tiempo real de un cohete de satélites geoestacionarios en México, obteniendo resultados de fiabilidad analíticos y del simulador con valores que reflejan una disminución de probabilidad de ocurrencia de catástrofes en el Lanzamiento espacial.

Los objetivos específicos también se cumplieron de manera satisfactoria, pues mediante el análisis, diseño e implementación de un modelo matemático se pueden prevenir fallas tanto en el Cohete, Plataforma e incluir otros factores que afectan de manera directa y considerable el éxito de misiones espaciales.

Las misiones exitosas a través de Lanzamientos espaciales seguirán siendo satisfactorias para continuar con la generación de aportaciones importantes que benefician a la humanidad; por ejemplo los avances en la ciencia, tecnología y medicina, así como también las aportaciones en cuanto a desarrollo de seguridad y prevenciones por desastres naturales.

Para el trabajo a futuro, se propondría la generación detallada del sub-sistema de Factor Externo, aumentando el porcentaje de probabilidad de ocurrencia, así como la implementación estricta de este sub-sistema. Se establece realizar un estudio de análisis minucioso para determinar nuevos elementos que podrían presentarse en el desarrollo del Lanzamiento espacial. Se propone que el factor humano tenga un análisis grupal e individual, donde cada persona que tenga relación con la misión a desarrollar se evalúe, estableciendo distintas etapas que tendrá que aprobar, dichas etapas contemplan pruebas físicas, psicológicas, emocionales y por supuesto intelectuales. Una vez que sean aprobatorias las pruebas, los integrantes de la misión deberán ser evaluados en periodos establecidos. También se

busca la manera de generar ambientes óptimos de trabajo, y así, disminuir el factor de estrés, pues está científicamente comprobado que los niveles de estrés afectan de considerablemente el éxito de los trabajos a realizar. Se propondría un sistema detallado de fallas en la calibración de sensores, para poner en órbita correcta un cohete, pues la ocurrencia de este error generó pérdidas importantes por su falla del mal posicionamiento de la órbita. De igual manera, se propondría la generación de un nuevo sistema de posicionamiento en órbita correcta, con metodologías utilizadas en este trabajo de tesis.

La viabilidad del proyecto es real, gracias a las aportaciones de diferentes conceptos que se generaron después del análisis de catástrofes ocurridas a través de la historia. Este tipo de aproximación, es buena para el desarrollo de México y para el beneficio de las personas que viven en este país, pero a su vez, al ser un modelo general, se puede emplear en cualquier tipo de misión, tanto en nuestro país, como en otros países involucrados en el estudio y desarrollo de misiones espaciales. Sin embargo, las limitaciones de no tener un Centro de Lanzamiento espacial mexicano presentan un obstáculo para generar propias misiones, las cuales puedan ser analizadas mediante esta propuesta de tesis, generando éxito en el desarrollo de factores de ciencia, tecnología, telecomunicaciones, prevención de desastres y avances en medicina.

REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

1. Andrews, J., & Moss, B. (1993). *Reliability and risk assessment*. Longman Scientific & Technical.
2. *Arianespace*. (2014). Obtenido de <http://www.arianespace.com/index/index.asp>
3. Chen, P.-S. (März 1976.). The Entity-Relationship Model--Toward a Unified View of Data. In. *ACM Transactions on Database Systems, Vol 1, No 1*.
4. Corvaja/ESA, S. (12 de Mayo de 2011). *Ciudad Futura*. Obtenido de <http://ciudad-futura.net/2011/05/12/soyuz-kourou/>
5. EC. Europa.eu. (September de 2014). *EC. Europa.eu*. Obtenido de http://ec.europa.eu/enterprise/polices/satnav/galileo/satellite-launches/index_en.htm
6. *Enciclopedia.us*. (September de 2014). Obtenido de http://enciclopedia.us.es/index.php/Programa_del_transbordador_especial
7. Kultyshev, A., Blagodarev, A., Gladkii, A., & Shanturov, D. (2013). Obtenido de The experience of implementing and using the Windchill product lifecycle management system at the energy machine building enterprise: <http://dx.doi.org/10.1134/S0040601513080065>
8. Lefigaro.fr. (September de 2014). *Lefigaro.fr*. Obtenido de <http://www.lefigaro.fr/sciences/2014/08/24/01008-20140824ARTFIG00183-galileo-place-sur-une-mauvaise-orbite.php>
9. NASA. (12 de April de 1981). Obtenido de <http://grin.hq.nasa.gov/IMAGES/LARGE/GPN-2000-000650.jpg>
10. NASA. (December de 2003). *National Air and Space Museum*. Obtenido de <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/database/MasterCatalog?sc=1957-001B>
11. NASA. (August de 2014). Obtenido de <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/masterCatalog.do?sc=1958-001A>
12. NASA GOV. (September de 2014). Obtenido de http://www.nasa.gov/mission_pages/station/structure/elements/cygnus.html#VdydcPI_Oko
13. NASA.GOV. (September de 2014). Obtenido de http://www.nasa.gov/mission_pages/shuttle/shuttlemissions/archives/sts-51L.html
14. Niño , O., Colmenares, E., & Martin, M. (Octubre de 2008). "*Propuesta para predecir eventos en el Sistema de Monitoreo Volcánico en Tiempo Real basado en la informática bio-inspirada y algoritmos de Redes Neuronales*". Aguascalientes, México: Congreso SENIE.
15. Niño , O., Colmenares, E., & Martin, M. (2010). Analysis and Risk Assessment of the Real Time Volcanic Monitoring System. *Advances in Computer Science and Engineering*, Volume 45.

16. Niño, O., & Colmenares, E. (2012). *Real Time Fire Reconnaissance Satellite Monitoring System*. San Luis Potosí: SOMECyTA.
17. Niño, O., & Colmenares, E. (2013). Real-Time Fire Reconnaissance Satellite Monitoring System Failure Model. *6th IAASS Conference 21-23 May 2013, Montreal, Canada Safety is not an option*, Proceedings European Space Agency.
18. Niño, O., Colmenares, E., & Martin, M. (Octubre de 2008). *Sistema de Monitoreo Volcánico en Tiempo Real*. Cusco, Perú: Congreso IEEE.
19. Niño, O., Colmenares, E., Huerta, E., & Aguila, A. (2013). An Approach of Failure Analysis of the Failure Analysis of the Real-Time Fire Reconnaissance Satellite-Monitoring System. *Computer and Information Science*, Volume 6, 139-153.
20. Ponsignon, J., Maranzana, M., & Aubry, R. (1997). Reuse and reengineering of multitasking Real-time applications in LACATRE. *Real-Time Systems*, 233-240.
21. público, D. (April de 1983). Obtenido de Defense Imagery Management Operations Center: <http://www.defenseimagery.mil/>
22. Rausand, M. (1994). *System Reliability Theory, Models and Statistical Methods*. John Wiley and Sons Inc.
23. Roman, G., Domer, V., Matjaz, C., & Skubich, J. (2000). An Experiment in Design and Analysis of Real-Time Applications. *Journal of Computing and Information Technology*, 181-195.
24. Ruan, N., & Sun, X. (2006). An exact algorithm for cost minimization in series reliability systems with multiple component choices. *Applied Mathematics and Computation*, 732-741.
25. *Russian Space*. (September de 2014). Obtenido de http://www.russianspaceweb.com/soyuz2_3_lv.htm
26. Scheinerman, E. (2001). *Matemáticas discretas*. New Jersey: Thomson.
27. Schwarz, J., & Skubich, J. (1993). Graphical programming for Real-Time Systems. *Control Engineering*, 43-49.
28. SCT, S. d. (Mayo de 2015). *Agencia Espacial Mexicana*. Obtenido de <http://www.aem.gob.mx/>
29. Selding, P. B. (23 de August de 2014). Obtenido de Spacenews.com: <http://spacenews.com/41650galileo-launch-initially-hailed-as-success-is-a-failure/>
30. Vaughan, D. (1996). The Challenger Launch Decision: Risky Technology. *Culture and Deviance at NASA*.
31. Vesley, D., Dugan, D., Fragole, J., Minarik II, J., & Railsback, J. (2002). *Fault tree handbook with aerospace applications*. Washington: NASA Office of Safety and Mission Assurance.