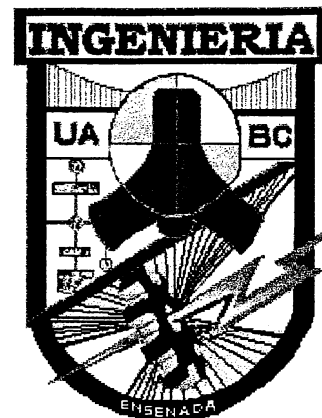
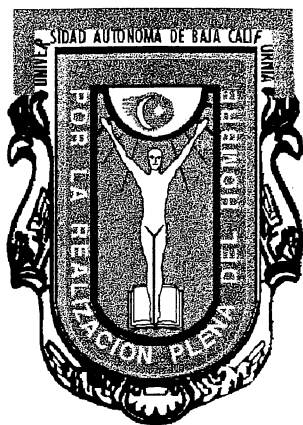


UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA



ESCUELA DE INGENIERÍA UNIDAD ENSENADA

DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN PROGRAMA DE PRUEBAS PARA SISTEMAS ELECTRÓNICOS ESPACIALES.

TESIS PROFESIONAL QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE
INGENIERO EN ELECTRÓNICA.

Presenta:

Miguel Gerardo Fimbres Valenzuela.

DIRECTOR DE TESIS

Ing. Enrique Pacheco Cabrera.

Ensenada B.C., Abril de 1998.

UNIVERSIDAD AUTONOMA DE BAJA CALIFORNIA

ESCUELA DE INGENIERIA

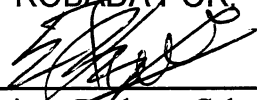
ANALISIS Y DISEÑO DE UN PROGRAMA DE PRUEBAS PARA SISTEMAS
ELECTRÓNICOS ESPACIALES.

TESIS PROFESIONAL QUE PARA OBTENER EL TITULO DE
INGENIERO EN ELECTRÓNICA

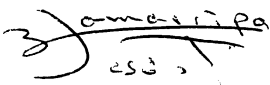
Presenta:

MIGUEL GERARDO FIMBRES VALENZUELA

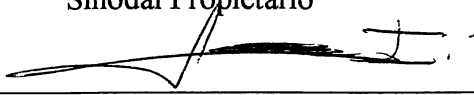
APROBADA POR:



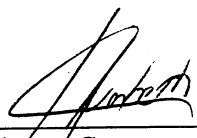
Ing. Enrique Pacheco Cabrera.
Director de Tesis.



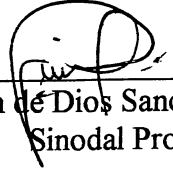
M.C. Jose de Jesus Zamarripa Topete.
Sinodal Propietario



M.C. Juan Ivan Nieto Hipolito.
Sinodal Propietario



M.C. Humberto Cervantes de Avila.
Sinodal Propietario



Ing. Juan de Dios Sanchez López.
Sinodal Propietario

Ensenada B.C., Abril de 1998.

DEDICATORIA:

El presente trabajo esta dedicado a mis padres SALVADOR Y ESTHER, que por su apoyo en TODO momento me ha permitido llegar hasta donde estoy.

A mis hermanos ISAAC, IVAN Y ERIK.

A mi abuelita MARÍA (q.e.p.d.) y a toda mi familia, la familia Valenzuela (Rubén, Francisco, Juan, Benjamín, Gustavo, Gilberto, Malena, José, Efren y sus respectivas familias).

A mi novia Silvia y a su familia.

A todos ustedes, GRACIAS DE TODO CORAZÓN.

AGRADECIMIENTOS:

A Enrique Pacheco Cabrera, por su apoyo para llegar a la culminación de este trabajo.

A Francisco Javier Mendieta por haberme permitido trabajar en el proyecto inter-institucional SATEX.

A mis maestros de la Universidad que, gracias a sus conocimientos y a su paciencia me pudieron transmitir su conocimiento.

A todo el personal de CICESE, en especial a Raúl Moreno Bonilla y a Rene Torres Lira.

Al personal del departamento de Servicios Generales de CICESE, en especial a la Srita. Rita Bojorquez y al Sr. Guadalupe Prado (Lupillo) por su apoyo en todo momento.

A mis compañeros de Universidad, en especial a: Manuel Rivera, Gonzalo Cabrera, Armando Calderón, Jesús Badillo, Erik Ardit, Carlos González, Raymundo Medina, Antonio Ramos, Israel Rdz. (la jarra), Ramón Muraoka (Ing. Morete), David Vizcarra (pasarelo), Jesús Rascón (el galán de la UAM), Ramón Hdz. (gringa), Jesús Velázquez (Chuy), Oscar Villalvazo (morro), Jesús Benitez (gato), Eduardo Cruz (felón) y al resto de la raza.

Al personal del Laboratorio de Comunicaciones vía Satélite del CICESE: Erik, Santos, Tomas, Orlando, Ivette, al clavel del Rene Estrada, a Sandoval (sando).

A la raza del WEB: Pinkye (carnala), Zuscell, Virtualboy (YA TERMINÉ), DM (bro), Halo, Violator, Red Flag, a Josep M. Arqués (Sef-Delusion) y a los usuarios del ULTRA DevoTional ROOM.

<u>CAPITULO 1. INTRODUCCIÓN.</u>	1
1.1 OBJETIVO.	1
1.2 ANTECEDENTES.	1
1.3 PROYECTO SATEX.	2
1.4 INTRODUCCIÓN.	5
1.4.1 AMBIENTE ESPACIAL.	5
1.4.2 RADIACIÓN.	7
1.4.2.1 EFECTOS DE IONIZACIÓN.	8
1.4.2.1.2 DOSIS TOTAL.	8
1.4.2.2 DAÑO DE DESPLAZAMIENTO.	10
1.4.2.3 EFECTOS DE UN SOLO EVENTO (SINGLE-EVENT EFFECTS).	11
1.4.2.4 SOLUCIONES A LOS PROBLEMAS DE EFECTOS DE RADIACIÓN.	11
1.4.3 ELECTRÓNICA ESPACIAL.	11
1.4.4 MEDIO AMBIENTE DEL SATEX-1.	12
<u>CAPITULO 2. FIABILIDAD Y ASEGURAMIENTO DE LA CALIDAD.</u>	13
2. PROBABILIDAD Y ESTADÍSTICA.	13
2.1 INTRODUCCIÓN.	13
2.1.1 FIABILIDAD.	13
2.1.2 ASEGURAMIENTO DE LA CALIDAD.	13
2.2. FIABILIDAD.	14
2.2.1 FIABILIDAD DEL SISTEMA.	14
2.2.1.1 PREDICCIÓN DE LA FIABILIDAD.	15
2.2.1.2 NIVEL DE CONFIABILIDAD.	16
2.2.2 HERRAMIENTAS PARA EL AVALÚO DE LA FIABILIDAD: AMBIENTES.	17
2.2.2.1 ANÁLISIS DESTRUCTIVO FÍSICO (DPA).	19
2.2.3 HERRAMIENTAS PARA EL AVALÚO DE LA FIABILIDAD: MATEMÁTICAS.	20
2.2.3.1 DISTRIBUCIONES ESTADÍSTICAS.	22
2.2.4 SEGURIDAD.	24
2.3 ASEGURAMIENTO DE LA CALIDAD Y SELECCIÓN DE PARTES.	24
2.3.1 CONTROLES SISTEMÁTICOS.	24
2.3.1.1 NIVEL COMPONENTE.	24
2.3.1.2 CONTROL DE CALIDAD AL NIVEL DE TARJETA Y CAJA.	26
2.3.2 REVISIONES.	28
2.3.3 APOYO EN EL LUGAR DE LANZAMIENTO.	29
<u>CAPITULO 3. INTEGRACIÓN Y PRUEBAS AEROESPACIALES.</u>	30
3.1 INTRODUCCIÓN.	30
3.1.1 DISEÑO DE LA NAVE AEROESPACIAL.	30
3.1.2 TERMINOLOGÍA.	30
3.1.3 VISIÓN GLOBAL DEL PROCESO DE DISEÑO.	31
3.1.3.1 DEFINICIÓN DE LA MISIÓN.	31
3.1.3.2 DISEÑO DE SISTEMAS Y SUBSISTEMAS.	32
3.2 PLANEACIÓN PARA LA INTEGRACIÓN Y PRUEBA.	35
3.2.1 INTERACCIONES DE DISEÑO ELÉCTRICO.	35
3.2.2 INTERACCIONES DE DISEÑO TÉRMICO.	35
3.2.3 INTERACCIONES DE DISEÑO MECÁNICO.	36
3.2.4 REUNIONES TÉCNICAS DE INTERCAMBIO.	36

3.2.5 SISTEMA DE APOYO TERRESTRE.	36
3.2.6 MODELO MECÁNICO.	39
3.2.7 ORDEN DE INTEGRACIÓN.	40
3.3 INSTALACIONES DE INTEGRACIÓN Y PRUEBA.	40
3.3.1 PROGRAMACIÓN DE LAS INSTALACIONES.	40
3.3.2 LIMPIEZA DE LAS INSTALACIONES.	41
3.3.3. INSTALACIONES PORTÁTILES.	41
3.3.4 TRANSPORTACIÓN.	41
3.4 CONSIDERACIONES PARA EL PROGRAMA DE VERIFICACIÓN.	42
3.4.1 RAZÓN Y SUCESIÓN DE LAS PRUEBAS.	42
3.4.2 PLANES DE PRUEBA Y PROCEDIMIENTOS.	42
3.4.3 PRUEBAS AL NIVEL DE SUBSISTEMA.	43
3.4.3.1 CAMPO MAGNÉTICO INICIAL.	44
3.4.3.2 FUGAS.	44
3.4.3.3 LÍNEA BASE DEL AMBIENTE ELÉCTRICO.	44
3.4.3.4 COMPATIBILIDAD ELECTROMAGNÉTICA.	44
3.4.3.5 ALINEACIÓN ÓPTICA Y MECÁNICA.	44
3.4.3.6 PROPIEDADES DE MASA.	44
3.4.3.7 TEMPERATURA.	44
3.4.3.8 VIBRACIÓN.	45
3.4.3.9 GOLPE MECÁNICO Y ACÚSTICO.	45
3.4.3.10 ACELERACIÓN.	45
3.4.3.11 VACÍO TÉRMICO.	45
3.4.3.12 HORNEADO DE VACÍO TÉRMICO.	45
3.4.4 PRUEBAS A NIVEL NAVE AEROESPACIAL.	46
3.4.4.1 LÍNEA BASE PARA AMBIENTE ELÉCTRICO.	46
3.4.4.2 COMPATIBILIDAD DE LA ESTACIÓN TERRENA.	46
3.4.4.3 COMPATIBILIDAD ELECTROMAGNÉTICA.	47
3.4.4.4 PROPIEDADES DE MASA INICIAL.	47
3.4.4.5 ALINEACIÓN MECÁNICA Y ÓPTICA.	47
3.4.4.6 MAGNETISMO.	47
3.4.4.7 VIBRACIÓN, GOLPE MECÁNICO, ACÚSTICA Y ACELERACIÓN.	47
3.4.4.8 DESPLIEGUE.	48
3.4.4.9 VACÍO TÉRMICO	48
3.4.4.10 PROPIEDADES FINALES DE LA MASA Y EQUILIBRIO POR GIRO..	48
3.4.4.11 VIBRACIÓN DURANTE LA FABRICACIÓN (WORKMANSHIP VIBRATION).	48
3.4.5 PRUEBAS EN EL LUGAR DE LANZAMIENTO.	48
<u>CAPITULO 4. ESTÁNDARES PARA SISTEMAS ELECTRÓNICOS ESPACIALES.</u>	50
4.1 INTRODUCCIÓN.	50
4.2 MIL-STD-883. TEST METHODS AND PROCEDURES FOR MICROELECTRONICS.	51
4.2.1 PRUEBAS AMBIENTALES.	52
4.2.2 PRUEBAS MECÁNICAS.	53
4.2.3 PRUEBAS ELÉCTRICAS.	54
4.2.4 PROCEDIMIENTO PARA LAS MEDICIONES DE LAS PRUEBAS.	56
4.3 MIL-STD-202. TEST METHODS FOR ELECTRONIC AND ELECTRICAL COMPONENTS PARTS.	59
4.3.1 CLASE 100. PRUEBAS AMBIENTALES.	59
4.3.2 CLASE 200. PRUEBAS DE CARACTERÍSTICAS FÍSICAS.	60
4.3.3 CLASE 300. PRUEBAS DE CARACTERÍSTICAS ELÉCTRICAS.	62

**CAPITULO 5. PROGRAMA DE PRUEBAS GENERAL PARA LOS SISTEMAS
ELECTRÓNICOS ESPACIALES. 64**

5.1 VISIÓN.	64
5.1.1 PROPÓSITO.	64
5.1.2 APLICACIÓN.	64
5.1.3 CATEGORÍAS DE LAS PRUEBAS.	64
5.2 DEFINICIONES.	65
5.2.1 AL NIVEL DE ELEMENTO..	65
5.2.1.1 PARTE.	65
5.2.1.2 SUBENSAMBLE.	65
5.2.1.3 UNIDAD.	65
5.2.1.4 SUBSISTEMA.	65
5.2.1.5 VEHÍCULO.	65
5.2.1.5.1 VEHÍCULO DE LANZAMIENTO.	65
5.2.1.5.2 VEHÍCULO DE FASE ALTA.	65
5.2.1.5.3 EXPERIMENTO ESPACIAL.	65
5.2.1.5.4 VEHÍCULO ESPACIAL.	65
5.2.1.5.5 VEHÍCULO DE VUELO.	66
5.2.1.6 SISTEMA.	66
5.2.1.7 SISTEMAS COMBINADOS.	66
5.2.1.7.1 SISTEMA DE LANZAMIENTO.	66
5.2.1.7.2 SISTEMA EN ÓRBITA.	66
5.2.2 ELEMENTOS ESPECIALES.	67
5.2.2.1 EQUIPO DE APOYO "AÉREO" (ASE).	67
5.2.2.2 UNIDAD CRITICA.	67
5.2.2.3 ARTICULO DE PRUEBA DE DESARROLLO.	67
5.2.2.4 APARATO EXPLOSIVO DE PIROTECNIA.	67
5.2.2.5 ARMAZÓN DE MOVIMIENTO MECÁNICO (MMA).	67
5.2.2.6 ARTÍCULOS REUTILIZABLES.	67
5.2.3 AMBIENTES.	67
5.2.3.1 TEMPERATURAS MÁXIMAS Y MÍNIMAS ESPERADAS.	68
5.2.3.1.1 MÁRGENES PARA SUBSISTEMAS CON CONTROL TÉRMICO PASIVO.	68
5.2.3.1.2 MÁRGENES PARA SUBSISTEMAS CON CONTROL TÉRMICO ACTIVO.	68
5.2.3.2 ESTIMACIONES ESTADÍSTICAS PARA AMBIENTES DE VIBRACIÓN, ACÚSTICOS Y DE GOLPE.	70
5.2.3.3 DURACIÓN EQUIVALENTE DE LA FATIGA.	70
5.2.3.4 AMBIENTE ACÚSTICO EXTREMO Y MÁXIMO ESPERADO.	70
5.2.3.5 AMBIENTE DE VIBRACIÓN ALEATORIA ESPERADO MÁXIMO Y EXTREMO.	70
5.2.3.6 AMBIENTE DE VIBRACIÓN SENOIDAL ESPERADO EXTREMO Y MÁXIMO.	71
5.2.3.7 AMBIENTE DE GOLPE ESPERADO EXTREMO Y MÁXIMO.	71
5.2.4 TÉRMINOS ESTRUCTURALES.	71
5.2.4.1 FACTOR DE EXPLOSIÓN.	71
5.2.4.2 PRESIÓN DE DISEÑO DE EXPLOSIÓN.	71
5.2.4.3 FACTOR DE DISEÑO DE SEGURIDAD.	71
5.2.4.4 DISEÑO ÚLTIMO DE CARGA.	71
5.2.4.5 DISEÑO DE CARGA PERMITIDA.	72
5.2.4.6 CARGA LIMITE.	72
5.2.4.7 PRESIÓN MÁXIMA OPERATIVA ESPERADA (MEOP).	72
5.2.4.8 ACELERACIÓN MÁXIMA PRONOSTICADA.	72
5.2.4.9 DESVIACIONES OPERACIONALES.	72
5.2.4.10 COMPONENTE DE PRESIÓN.	72
5.2.4.11 VASIJA DE PRESION	72
5.2.4.12 ESTRUCTURA BAJO PRESIÓN.	73
5.2.4.13 SUBSISTEMA BAJO PRESIÓN.	73
5.2.4.14 FACTOR DE PRUEBA.	73

5.2.4.15 PRUEBA DE RESISTENCIA.	73
5.2.4.16 COMPONENTE ESTRUCTURAL.	73
5.2.5 OTRAS DEFINICIONES.	73
5.2.5.1 AMBIENTE.	73
5.2.5.2 NIVEL DE TOLERANCIA DE CONTAMINACIÓN.	73
5.2.5.3 MODOS OPERACIONALES.	73
5.2.5.4 OTRAS PRUEBAS.	73
5.2.5.5 MARGEN DE CALIFICACIÓN.	73
5.2.5.6 VIDA EN SERVICIO.	74
5.2.5.7 ESTABILIZACIÓN DE LA TEMPERATURA.	74
5.2.5.8 DISCREPANCIAS EN LAS PRUEBAS.	74
5.2.5.9 FRACASO DEL DISPOSITIVO DE PRUEBA.	74
5.2.5.10 DURACIÓN TÉRMICA DEL REMOJO (THERMAL SOAK DURATION).	74
5.3 REQUISITOS GENERALES.	74
5.3.1 ADAPTACIÓN DE LOS REQUISITOS.	75
5.3.2 FILOSOFÍA DE LAS PRUEBAS.	75
5.3.3 PRUEBAS AL EQUIPO DE PROPULSIÓN.	75
5.3.3.1 PRUEBAS DE ACEPTACIÓN PARA LA UNIDAD REEMPLAZABLE DE LÍNEA DEL MOTOR (LRU).	75
5.3.3.2 PRUEBAS DE CALIFICACIÓN PARA LA UNIDAD REEMPLAZABLE DE LÍNEA DEL MOTOR (LRU).	76
5.4 PRUEBAS AL FIRMWARE.	76
5.5 INSPECCIONES.	76
5.6 TOLERANCIAS DE LAS CONDICIONES DE PRUEBA.	76
5.7 PLANES Y PROCEDIMIENTOS DE PRUEBA.	76
5.7.1 PLANES DE PRUEBA.	76
5.7.2 PROCEDIMIENTOS DE PRUEBA.	77
5.8 RE-EXAMINACIÓN.	78
5.8.1 REEXAMINACIÓN DURANTE LA CALIFICACIÓN O ACEPTACIÓN.	79
5.8.2 REEXAMINACIÓN DURANTE LA VALIDACIÓN DEL PRELANZAMIENTO	79
5.8.3 REEXAMINACIÓN DURANTE LAS PRUEBAS OPERACIONALES Y EVALUACIONES.	79
5.9 DOCUMENTACIÓN.	79
5.9.1 ARCHIVOS DE DOCUMENTACIÓN DE PRUEBAS.	79
5.9.2 DATOS DE LAS PRUEBAS.	79
5.9.3 REGISTRO DE PRUEBAS.	80
5.10 PRUEBAS DE CALIFICACIÓN	80
5.10.1 REQUISITOS GENERALES PARA LAS PRUEBAS DE CALIFICACIÓN.	80
5.10.1.1 CALIFICACIÓN DE HARDWARE.	80
5.10.1.2 NIVELES Y DURACIONES PARA LAS PRUEBAS DE CALIFICACIÓN.	80
5.10.1.3 PRUEBAS DE VACÍO TÉRMICO Y CICLADO TÉRMICO.	80
5.10.1.4 CALIFICACIÓN ACÚSTICA Y DE VIBRACIÓN.	82
5.10.1.4.1 PRUEBAS DE DOS CONDICIONES.	82
5.10.1.4.2 PRUEBAS ACELERADAS.	82
5.11 PRUEBAS DE CALIFICACIÓN A UNIDAD.	83
5.11.1 PRUEBA FUNCIONAL, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.	84
5.11.1.1 PROPÓSITO.	84
5.11.1.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA.	84
5.11.2 PRUEBA DE CICLADO TÉRMICO, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA.	84
5.11.2.1 PROPÓSITO.	84
5.11.2.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA.	84
5.11.3 PRUEBA DE VACÍO TÉRMICO, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.	85
5.11.3.1 PROPÓSITO.	85
5.11.3.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA.	85
5.11.4 PRUEBA DE VIBRACIÓN, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD	86
5.11.4.1 PROPÓSITO.	86
5.11.4.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA.	86
5.11.5 PRUEBA ACÚSTICA, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.	86

5.11.5.1 <i>PROPÓSITO.</i>	86
5.11.6 PRUEBA DE GOLPE, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.	87
5.11.6.1 <i>PROPÓSITO.</i>	87
5.11.6.2 <i>DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA.</i>	87
5.11.7 PRUEBA DE FUGA, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.	87
5.11.7.1 <i>PROPÓSITO.</i>	87
5.11.7.2 <i>DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA.</i>	87
5.11.8 PRUEBA DE PRESIÓN, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.	87
5.11.8.1 <i>PROPÓSITO.</i>	87
5.11.9 PRUEBA DE ACELERACIÓN, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.	87
5.11.9.1 <i>PROPÓSITO.</i>	87
5.11.10 PRUEBA DE VIDA, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.	88
5.11.10.1 <i>PROPÓSITO.</i>	88
5.11.11 PRUEBA DE COMPATIBILIDAD ELECTROMAGNÉTICA (EMC), CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.	88
5.11.11.1 <i>PROPÓSITO.</i>	88
5.11.11.2 <i>DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA.</i>	88
5.11.12 PRUEBA CLIMÁTICA, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.	88
5.11.12.1 <i>PROPÓSITO.</i>	88
5.11.13 PRUEBA DE HUMEDAD, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.	88
5.11.13.1 <i>PROPÓSITO.</i>	88
5.11.13.2 <i>DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA Y NIVELES.</i>	88
5.11.14 PRUEBA DE ATMÓSFERA EXPLOSIVA, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.	89
5.11.14.1 <i>PROPÓSITO.</i>	89
5.12 PRUEBAS DE ACEPTACIÓN.	89
5.12.1 REQUISITOS GENERALES PARA LAS PRUEBAS DE ACEPTACIÓN.	89
5.12.1.1 <i>INTERVALOS DE TEMPERATURA Y NÚMERO DE CICLOS TÉRMICOS, PRUEBAS DE ACEPTACIÓN.</i>	90
5.12.1.2 <i>AMBIENTE ACÚSTICO, PRUEBAS DE ACEPTACIÓN.</i>	91
5.12.1.3 <i>AMBIENTE DE VIBRACIÓN, PRUEBA DE ACEPTACIÓN.</i>	91
5.12.1.4 <i>PRUEBAS DE ALMACENAJE: ACEPTACIÓN PARA VEHÍCULO, SUBSISTEMA O UNIDAD.</i>	91
5.12.2 PRUEBAS DE ACEPTACIÓN DE UNIDADES.	92
5.12.2.1 PRUEBA FUNCIONAL, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.	93
5.12.2.1.1 <i>PROPÓSITO.</i>	93
5.12.2.2 PRUEBA DE CICLADO TÉRMICO, ACEPTACIÓN UNIDAD ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA.	93
5.12.2.2.1 <i>PROPÓSITO.</i>	93
5.12.2.2.2 <i>DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA.</i>	93
5.12.2.3 PRUEBA DE VACÍO TÉRMICO, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.	93
5.12.2.3.1 <i>PROPÓSITO.</i>	93
5.12.2.3.2 <i>DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA.</i>	93
5.12.2.4 PRUEBA DE VIBRACIÓN, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.	93
5.12.2.4.1 <i>PROPÓSITO.</i>	93
5.12.2.4.2 <i>DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA.</i>	93
5.12.2.5 PRUEBA ACÚSTICA, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.	94
5.12.2.5.1 <i>PROPÓSITO.</i>	94
5.12.2.6 PRUEBA DE GOLPE, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.	94
5.12.2.6.1 <i>PROPÓSITO.</i>	94
5.12.2.6.2 <i>DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA.</i>	94
5.12.2.7 PRUEBA DE RESISTENCIA A CARGA, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD DE ESTRUCTURA.	94
5.12.2.7.1 <i>PROPÓSITO.</i>	94
5.12.2.8 PRUEBA DE RESISTENCIA DE PRESIÓN, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.	95
5.12.2.8.1 <i>PROPÓSITO.</i>	95
5.12.2.9 PRUEBA DE FUGA, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.	95
5.12.2.9.1 <i>PROPOSITO</i>	95
5.12.2.10 PRUEBAS DE DESGASTE, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.	95
5.12.2.10.1 <i>PROPÓSITO.</i>	95
5.12.2.11 PRUEBA DE COMPATIBILIDAD ELECTROMAGNÉTICA (EMC), ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.	95

<u>CAPITULO 6 RESULTADOS Y CONCLUSIONES</u>	<u>96</u>
6.1 RESULTADOS.	96
6.2 APORTACIONES	110
6.3 RECOMENDACIONES.	110
6.4 "CONCLUSIONES"	112
BIBLIOGRAFIA Y REFERENCIAS.	113

Tabla 1.	Contenido de los rayos cósmicos.	6
Tabla 2.	Principales efectos de las partículas atómicas.	6
Tabla 3.	Capas de la ionosfera.	7
Tabla 4.	Terminología importante y unidades de exposición de la radiación.	8
Tabla 5.	Generación de energías de pares electrón-hueco y densidad par generada por 1 rad.	8 12
Tabla 6.	Datos sobre el medio ambiente del SATEX-1 en órbita.	18
Tabla 7.	Sobre fuerzas comúnmente usadas en los ambientes.	23
Tabla 8.	Campos de aplicación de las distribuciones estadísticas mas usadas.	27 41
Tabla 9.	Resumen de requisitos de configuración.	43
Tabla 10.	Limites de clase para instalaciones de cuarto limpio.	58
Tabla 11.	Resumen de pruebas de verificación.	
Tabla 12.	Grupo E, pruebas para el aseguramiento del endurecimiento para la radiación.	69
Tabla 13.	Categorización de subsistemas térmicos controlados en forma pasiva o activa.	69
Tabla 14.	Márgenes de incertidumbre térmica para subsistemas criogenicos pasivos.	78 81
Tabla 15.	Tolerancias de las pruebas máximas permisibles.	82
Tabla 15*.	Márgenes y duraciones típicas a nivel prueba de calificación.	
Tabla 16.	Intervalos de temperatura para pruebas de ciclos térmicos (TC) y vacío térmico (TV).	83
Tabla 17.	Numero de ciclos para pruebas de ciclado térmico (TC) y vacío térmico (TV).	83
Tabla 18.	Factores de reducción de tiempo, pruebas acústicas y de vibración aleatoria.	91 97
Tabla 19.	Niveles y duraciones típicas de pruebas de aceptación.	98
Tabla 20.	Base para la prueba de calificación de unidad.	
Tabla 21.	Base para la prueba de aceptación de unidad.	
Esquema A	Características de la radiación en ambiente espacial.	9
Esquema B	Procedimiento para el flujo de circuitos integrados DPA.	20
Esquema C	Selección de partes.	26
Esquema D	El contorno del programa de configuración.	28
Esquema E	Características para la contaminación/limpieza.	28
Figura 1.	El potencial de para como función de la energía de la partícula para los protones y electrones incidentes sobre el Silicio.	9
Figura 2.	Un sistema redundante simple.	15
Figura 3.	Gráfica de distribución de frecuencia mostrando la definición del concepto de nivel de confiabilidad.	16
Figura 4.	Gráfica de Arrhenius del logaritmo del tiempo contra la temperatura absoluta inversa.	19
Figura 5.	Función de densidad para una variable aleatoria continua.	21
Figura 6.	Función de distribución acumulada para una variable continua.	21
Figura 7.	Tarjeta de flujo, inspección entrante MIL-STD-883 para circuitos integrados.	25
Figura 8.	Diseño del flujo de un sistema y subsistema.	33

Figura 9.	Ilustración de las revisiones típicas al diseño del programa.	34
Figura 10.	Diagrama a bloques de un sistema de apoyo terrestre básico.	38
Figura 11.	Diagrama a bloques (genérico) del equipo de apoyo terrestre y del sistema de apoyo terrestre.	38
Figura 12.	Diagrama a bloques expandido del sistema de apoyo terrestre.	39
Figura 13.	Flujo de integración y prueba.	43
Figura 14.	Perfil general de tiempo - presión de la prueba de horneado de vacío térmico.	46
Figura 15.	Perfil típico de un ciclado térmico.	85
Figura 16.	Línea de tiempo para la prueba de humedad.	89
Figura 17.	Intervalos de temperatura predecidos y de prueba para unidades.	90
Figura 18.	Espectro acústico mínimo de campo libre, pruebas de aceptación para vehículo y unidad.	92
Figura 19.	Espectro mínimo de Vibración aleatoria. Prueba de aceptación de unidad	94

CAPITULO 1. INTRODUCCIÓN.

1.1 OBJETIVO.

Diseño e Implementación de un programa de pruebas y control de calidad para la aceptación y la calificación de sistemas electrónicos espaciales, validándolo en un sistema electrónico del microsátélite experimental SATEX 1".

1.2 ANTECEDENTES.

Aún cuando el concepto de satélites es reciente, el fundamento matemático que demuestra la viabilidad de un objeto orbitando a otro fue desarrollado desde hace más de tres siglos. Tal fundamento recae en los estudios de la Dinámica Orbital y del Equilibrio de Fuerzas que se mencionan a continuación.

Los estudios de la Dinámica Orbital se refieren al estudio de la trayectoria de los cuerpos celestes y se basan en el análisis hecho por Johannes Kepler de las mediciones del movimiento de los planetas obtenidas por su maestro Tycho Brahe en el siglo XVI. El estudio del Equilibrio de Fuerzas se refiere a las fuerzas requeridas para mantener al satélite en órbita y se basa en las ecuaciones de movimiento de Newton y en la Ley de la Gravitación Universal también enunciada por él en el siglo XVII.

Mientras la historia de los satélites es relativamente reciente, la historia de los cohetes de propulsión va muy atrás, se remonta hasta los cohetes chinos usados en las festividades. Sin embargo, fue el matemático ruso Konstantin Tsiolkovsky quien estudió las condiciones que debe satisfacer un cohete para escapar del campo gravitacional terrestre y quien también propuso en 1903 que los cohetes pudieran ser utilizados para la exploración del espacio. A pesar de contar con estos estudios, no fue sino hasta 1920 que se empezaron a hacer experimentos en la cohetería, misma que tuvo un gran impulso durante la Segunda Guerra Mundial con el desarrollo de los cohetes alemanes V1 y V2. Al finalizar la misma, los científicos alemanes se dispersaron por el mundo y en los cincuenta tanto la Unión Soviética como los Estados Unidos poseían cohetes capaces de lanzar pequeños satélites de órbita baja.

La migración de la sociedad industrial a la naciente sociedad de la información, ha conducido que las telecomunicaciones sean consideradas como uno de los más importantes promotores del desarrollo de los países modernos. Está comprobado que el desarrollo de la economía de un país no puede darse como un hecho aislado; existe un gran paralelismo entre el desarrollo de su economía y de sus telecomunicaciones, lo que permite afirmar que a mayor infraestructura de telecomunicaciones son mayores las posibilidades de desarrollo económico. Basándose en lo anterior, es importante que un país desarrolle tecnología de comunicaciones propia, generando también recursos en esta área.

La radio comunicación en las bandas VHF y UHF depende del mecanismo de la onda directa. Debido a que su longitud de onda es muy pequeña, la onda electromagnética no es reflejada por la ionosfera, sino que pasa a través de ella, lo que limita su alcance a una línea visual. Por lo anterior, la cobertura de la transmisión es proporcional a la línea visual y para lograr una gran cobertura, se considera radiar desde grandes alturas.

Un satélite de comunicaciones hace las funciones de un repetidor ya que al encontrarse a gran altura, su alcance de línea visual es mucho mayor y, por tanto, refleja las señales a grandes distancias. La propiedad de poder transmitir la información de forma casi independiente de la distancia es la que proporciona atractivo a los satélites de comunicaciones.

Los satélites encuentran sus áreas de aplicación en comunicaciones, meteorología, exploración de recursos naturales, apoyo a la navegación de aeronaves y embarcaciones, etc. Así pues, el desarrollo de tecnología aeroespacial propia decremента la dependencia tecnológica hacia el exterior, lo que repercute en forma favorable en la soberanía y desarrollo del país.

1.3 PROYECTO SATEX.

El objetivo principal del proyecto SATEX es el desarrollo de recursos humanos e infraestructura nacional necesarios para diseñar y construir satélites pequeños de órbita baja para aplicaciones científicas y tecnológicas aeroespaciales.

Para lograr este objetivo se ha planteado como meta inicial la creación del primer satélite mexicano "SATEX-1"

El proyecto SATEX-1 considera probar una serie de dispositivos y metodologías nuevas como herramientas importantes para el desarrollo futuro de la serie SATEX y de proyectos futuros en ingeniería aeroespacial en México a partir de las siguientes metas:

- Diseñar, construir y utilizar un microsatélite experimental de órbita baja por instituciones académicas mexicanas con el apoyo financiero y la coordinación del Instituto Mexicano de las Comunicaciones, ahora perteneciente a la Comisión Federal de Telecomunicaciones.
- Creación de recursos humanos multidisciplinarios en el área de ciencia y tecnología aeroespacial en México.

Con esta finalidad en mente, un grupo de académicos propusieron al Gobierno Mexicano su apoyo para la creación de un programa de desarrollo de tecnología espacial, cuyo primer fruto es el proyecto SATEX, que implica el desarrollo de una serie de satélites experimentales por personal académico de instituciones mexicanas de prestigio

El proyecto SATEX I gira en torno al diseño, construcción y operación de un satélite mexicano por instituciones académicas nacionales con fuerte presencia en labores de docencia y desarrollo e investigación científica y tecnológica.

Las instituciones que participan en el proyecto SATEX son:

Departamento de Electrónica y Telecomunicaciones del Centro de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada (DET-CICESE).

Centro de Investigaciones y Estudios Avanzados (CINVESTAV).

Centro de Investigación en Matemáticas (CIMAT).

Departamento de Microelectrónica de la Benemérita Universidad Autónoma de Puebla (DM-BUAP)

Facultad de Ciencias de la Universidad Nacional Autónoma de México (FC-UNAM).

Departamento de Ingeniería Aeronáutica de la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica del Instituto Politécnico Nacional (ESIME-IPN).

Instituto de Ingeniería de la UNAM.(II-UNAM).

Instituto Nacional de Astrofísica, Óptica y Electrónica (INAOE).

Sección de Posgrado de la ESIME del IPN.

Todas coordinadas por el Instituto Mexicano de Comunicaciones (IMC) ahora integrado a la Comisión Federal de Telecomunicaciones (COFETEL) dependencia del Gobierno Federal bajo la Secretaría de Comunicaciones y Transportes (SCT).

Para conocer más a fondo el trabajo que se realiza dentro del CICESE con respecto al satélite, se detallará a continuación los subsistemas en general que debe tener un satélite de comunicaciones para más adelante definir en los que se trabaja en el CICESE.

Un satélite de comunicaciones es un sistema muy complejo, pero generalmente presenta una serie de subsistemas que pueden ser agrupados en dos: *plataforma* (todo dispositivo que permite el funcionamiento de la carga útil) y la *carga útil* (todos los dispositivos que llevan a cabo las funciones para las que fue diseñado el satélite).

A continuación se mencionan los principales subsistemas de cada grupo:

Plataforma:

- * *Propulsión secundaria.*- Generalmente el lanzador que transporta al satélite no lo deja orbitando en su posición final, si no que lo deja en una órbita cercana, después de algunas revoluciones del satélite, se enciende el subsistema de propulsión secundaria para colocarlo en su órbita final.
- * *Estabilización.*- En esta parte se encargan del control de la actitud y orientación del satélite de comunicaciones con el fin de que éste siempre se encuentre apuntando al área de cobertura para el cual fue diseñado.
- * *Potencia Eléctrica.*- Proporciona y administra la energía necesaria para el buen funcionamiento del satélite, para ello se vale de arreglos de celdas solares y baterías recargables entre otros.
- * *Control Térmico.*- Con este subsistema se mantiene cada uno de los componentes del sistema espacial en el intervalo de temperaturas para el cual fue diseñado y calificado.
- * *Telemetría y Comando.*- El propósito fundamental del área de telemetría y comando es el de proporcionar los datos necesarios sobre las funciones llevados a cabo por el satélite, esto es, monitorear la operación del mismo, operar la carga útil en su caso y mandar información a la estación terrena donde gracias a los datos recibidos se realizarán las acciones pertinentes para el buen desempeño del satélite.
- * *Estructura.*- Esto es, el cuerpo del satélite, ésta tiene que ser optimizada con el fin de mantener las relaciones apropiadas para cumplir con los requisitos asociados a la integración de los subsistemas, a las dimensiones asignadas en el lanzador y a sus operaciones cuando se encuentre en funcionamiento.

Carga Útil:

- * *Comunicaciones.*- El equipo que se encarga de hacer la interfaz tierra - satélite - tierra para permitir la transferencia de información del sistema de comunicaciones satelital.
- * *Dispositivos especializados.*- Aquellos dispositivos y equipos que tienen aplicaciones específicas, como investigaciones espaciales, percepción remota, etc.

Dentro de los subsistemas expuestos anteriormente, CICESE trabaja en los siguientes:

- Subsistema de Telemetría, comando y control del SATEX 1:

- * *Subsistema de comando:* El sistema de comando es un enlace ascendente, este enlace nos permite enviar al satélite información necesaria para que la computadora de vuelo ejecute acciones determinadas. Este canal de comunicaciones será el modo normal de operación cuando el satélite no presente problemas de control para su supervivencia.

El enlace de comando funcionará a una velocidad de canal de 9600 bps y una velocidad de información de 4800 bps en una frecuencia central de 148 Mhz.

- * *Subsistema de control.*- El satélite experimental SATEX-1 tendrá a bordo dos computadoras de vuelo que dan la redundancia requerida a este sistema. Estas computadoras tienen las funciones de control y manejo de distintos subsistemas a bordo del satélite, así como el registro de todos los parámetros del satélite para su transmisión. En caso de falla de las computadoras de a bordo, se pierde el control y peligra la supervivencia del satélite, para ello se consideró el diseño de un subsistema que permite efectuar la conmutación del equipo dañado hacia el equipo redundante mediante una supervisión autónoma o mediante control directo de Tierra.

En un último caso, permite interconectar el receptor de comando de abordó con el transmisor de telemetría con el fin de crear un lazo cerrado satelital que permita cuando menos recibir en Tierra señales repetidas por el satélite.

* *Subsistema de telemetría.*- El enlace de telemetría es un enlace descendente que servirá para transferir información digital asincrónica del estado operativo de la computadora de abordó incluyendo información de los sensores y de la carga útil. El enlace usará señales digitales provenientes del puerto serie de la computadora de abordó a una tasa de bits de información de 4.8 Kbps. Se usará un esquema de codificación para errores tipo FEC 1/2 por lo que la tasa de bits del canal será de 9.6 Kbps. Se usará un esquema de modulación tipo FSK/FM, con un ancho de banda modulado máximo de 25 KHz en una frecuencia central de 400 Mhz, en portadora con polarización lineal.

- Carga útil óptica del SATEX 1:

El creciente incremento del volumen de información en las comunicaciones por satélite requiere mayores velocidades de transmisión y por ende mayor capacidad en el mismo, si a esto le agregamos la saturación espectral en radiofrecuencia (RF), nos encontramos con la necesidad de explorar formas alternas de comunicación.

Los recientes avances en comunicaciones ópticas permiten tener una alternativa viable para aplicaciones en donde se emplean microondas. Los sistemas ópticos pueden operar a altas velocidades y requieren para una ganancia determinada, menores diámetros de antenas que los sistemas de RF debido al intervalo de frecuencias en las que trabaja. La potencia eléctrica requerida, el peso y el volumen del sistema total se reducen considerablemente. Los sistemas de comunicaciones ópticas son ideales para comunicaciones en el espacio libre y algunas otras aplicaciones espaciales. Algunos organismos como la NASA, el JPL y la ESA han o están trabajando en diferentes sistemas de comunicaciones ópticas.

El proyecto SATEX intenta demostrar las ventajas de un enlace óptico para aplicaciones espaciales.

El objetivo general es el diseño y la construcción de un sistema transmisor - receptor para comunicaciones ópticas (en el cercano infrarrojo) con dirección satélite - tierra.

Se tienen limitantes en cuanto a volumen, peso y consumo de potencia impuestos por las características de la misión, por lo que todos estos parámetros se tienden a optimizar durante el diseño del sistema. Además, se busca obtener la mínima transferencia de acoplamiento para el movimiento de la antena óptica del satélite, alta sensibilidad y un intervalo dinámico considerable para el detector en tierra.

La carga útil óptica (C.U.O.) consta de un transmisor a bordo del satélite y una estación receptora en tierra. El proceso de comunicaciones se da basándose en una secuencia de tres pasos: adquisición, apuntamiento y seguimiento:

* *Adquisición:* El sistema tiene que adquirir la señal del láser faro (beacon) en su campo de visión. Este procedimiento está optimizado por la instalación a bordo del sistema de localización del satélite, el cual proporciona datos para inicializar el sistema.

* *Apuntamiento:* El sistema en el satélite alinea sus sistemas de espejos con la línea de vista del receptor en tierra. Este sistema tiene que centrar el haz del láser en la superficie de detección

* *Seguimiento:* En esta etapa se comienza a enviar la información, manteniendo el sistema alineado. La antena transmisora es ajustada para mantener el haz centrado en el detector. La antena transmisora está manejada por un microcontrolador dedicado que convierte los datos del sistema de localización, el de orientación y del detector en señales manejables. Este microcontrolador interactuará con la computadora principal a bordo del satélite.

- Estación terrena para el SATEX 1:

El objetivo de este subproyecto es el diseño, prueba, instrumentación y operación de una estación terrena que permita rastrear y localizar al satélite permitiendo con ello que se establezca un enlace de comunicaciones seguro y confiable. La estación terrena permite, además, adquirir y desplegar la información proveniente de los radios de telemetría, comando y control; todo ello mediante una interfaz en ambiente gráfico que facilita la interacción con el operador de la estación.

La estación terrena se compone principalmente de los siguientes elementos:

* *Antenas.*- Se utilizarán dos antenas tipo yagi, una para transmisión y otra para recepción. Estas antenas están diseñadas para trabajar en la banda de frecuencias de 138 - 144 Mhz y 395 - 405 Mhz respectivamente. Las antenas se moverán siguiendo la trayectoria del SATEX gracias al subsistema de rastreo, con ello el apuntamiento permitirá mantener la ganancia de las antenas constante.

* *Subsistema de rastreo.*- Este subsistema permite tener un seguimiento en tiempo real del satélite cuando pase por el ángulo visible de la estación terrena. Para este subsistema de control se ha seleccionado un rotor que permite que las antenas se muevan tanto en azimut como en elevación.

* *Subsistema de radiofrecuencia (RF).*- Este subsistema incluye la conectividad de las antenas con el equipo de radio del sistema de telemetría, comando y control. Además, se ha integrado un radio transceptor de los usados por los radioamateurs para comunicaciones satelitales con el fin de adquirir información principalmente de telemetría de otros satélites de características similares al SATEX.

* *Subsistema de Banda Base.*- Este subsistema permite la interfaz de los elementos que integran a la estación terrena. Lo componen elementos digitales, interfaces mecánicas y acondicionamiento de señales. Es importante destacar que existe equipo de medición dedicado para el monitoreo de parámetros importantes del sistema en general, tales como medidores de potencia, frecuencia, etc.

Dado que el proyecto SATEX I esta dividido en distintos proyectos tiene un carácter inter-institucional y multi-disciplinario. Primero se definió la aplicación del satélite, esto es, para qué se va a usar, y posteriormente se definieron sus características técnicas. Debido a las exigencias del proyecto se decidió tener una computadora abordo, dedicada a múltiples tareas de operación, monitoreo de parámetros y control de experimentos.

Para conocer las mediciones y experimentos dentro del satélite se necesita tener una comunicación por radio entre la computadora del SATEX y la computadora de la estación terrena de control.

1.4 INTRODUCCIÓN.

Todo sistema electrónico que viaje al espacio debe cumplir con una serie de pruebas muy rigurosas para que sea primero aceptado y después calificado para vuelo espacial. En sí, se tiene que establecer todo un programa de pruebas funcionales eléctricas, físicas y ambientales que el sistema debe de satisfacer. Dicho en otras palabras, debe de ser sometido a un estricto control de calidad para que pueda soportar todo lo que implica el lanzamiento y la operación en ambiente espacial.

Por otro lado, las características del medio ambiente en el espacio exterior cambian drásticamente con respecto a las de la Tierra. Así, algunas de ellas favorecen a los dispositivos y otras son totalmente nocivas a ellos, lo que afecta gravemente a su funcionamiento.

Es importante destacar que en todo proyecto espacial y en general en todo proyecto de la industria, se requiere de un aseguramiento de la calidad basándose en seguir una metodología clara, precisa y estricta sobre los procedimientos seguidos durante su desarrollo.

1.4.1 AMBIENTE ESPACIAL.

A primera vista el espacio es un ambiente muy hostil, pero algunas de sus propiedades pueden ser usadas para mejorar las características de algún sistema terrestre [López, 1995].

La más dramática diferencia se presenta en el alto vacío con sus consiguientes efectos:

- 1.- Variación en la fuerza del material.
- 2.- Pérdidas de lubricación.
- 3.- Sublimación del material.
- 4.- Aislamiento eléctrico.
- 5.- Medio ambiente ultra limpio, libre de corrosión.

La radiación solar permite al satélite generar la electricidad necesaria para mantenerse activo. Sin embargo, también tiene radiación electromagnética de alto nivel energético como los rayos X y los rayos gamma, los cuales penetran en la materia y dispersan electrones causando desintegración ocasional del núcleo e ionización de la materia. Cuando los metales son bombardeados con esta radiación de alta frecuencia, algunos átomos son desplazados de sus estructuras cristalinas. Estos átomos ausentes tienden a aumentar la fuerza del metal porque su estructura cristalina no puede desviarse fácilmente y ocasiona la pérdida de conductividad eléctrica. Sin embargo, la baja conductividad eléctrica va en detrimento de los subsistemas que trabajan con las señales débiles provenientes de la Tierra como puede ser el caso de las antenas.

En adición a la radiación electromagnética, los satélites son bombardeados por radiación en forma de partículas de alta energía (partículas alfa, protones y electrones) algunas provenientes del sol y otras del espacio. En la tabla 1 se presentan las principales partículas que componen los rayos cósmicos.

Tabla 1. Contenido de los rayos cósmicos.

Protones altamente energéticos	79%
partículas alfa	20%
iones pesados	1%

Algunos satélites pasan a través de enormes cinturones de radiación consistentes de electrones atrapados por el campo magnético terrestre. El principal efecto del flujo de los electrones se aprecia en la degradación de las celdas solares (en los primeros satélites típicamente era de 60% por año). En la tabla 2 se presentan los principales efectos de las partículas atómicas.

Tabla 2. Principales efectos de las partículas atómicas.

Rayos atómicos	Pueden producir cambios transitorios en los estados lógicos, pueden mantener por un intervalo de tiempo grande algún estado lógico, lo que provocaría un consumo excesivo de corriente y quizá el daño permanente; pueden ocasionar degradación de las celdas solares y/o interferencias electromagnéticas.
Viento solar	Distorsiona el campo magnético terrestre, produce carga estática en las naves, interrumpe comunicaciones, etc.
Las Auroras	Degradan el desempeño de los sistemas de radiodifusión y producen carga estática en las naves al pasar por las altas latitudes.

Las partículas más destructivas poseen energías en el rango de 10^{10} a 10^{13} MeV (rayos cósmicos) y en el rango de 2×10^2 a 3×10^2 MeV (partículas de Van Allen y protuberancias solares).

La ionosfera es aquella región de la atmósfera en la que los gases constitutivos están ionizados por las radiaciones que se llegan del espacio exterior (principalmente las radiaciones solares). Esta región se extiende desde unos 50 kilómetros sobre el suelo hasta varios radios de la Tierra (el radio de la Tierra es de 6370 Km. en el Ecuador) con la densidad de ionización máxima a unos 300 Km.

Dentro de la ionosfera hay en realidad capas en las que la densidad de ionización alcanza un máximo o permanece aproximadamente constante. Se han clasificado tres capas de relevancia en la propagación de ondas de cielo, las cuales dependen de la hora del día, la estación del año y un ciclo solar de 11 años. A continuación en la tabla 3 se muestran algunas características de las capas que se mencionan.

Tabla 3. Capas de la ionosfera.

Capa D	Es la capa más baja de la ionosfera (50 a 90 Km. Sobre la superficie de la Tierra). Aquí ocurre muy poca ionización ya que es la capa más alejada del sol y por esto tiene poco efecto en la energía que es radiada al espacio. Ya que el sol es el causante de esta capa, esta desaparece en la noche
Capa E	Esta capa se localiza desde 90 Km a 130 Km. Arriba de la Tierra, tiene una anchura máxima al medio día. La porción superior es referida algunas veces como película E esporádica. La capa E es causada por la actividad solar y favorece grandemente a las transmisiones a gran distancia cuando aparece. Similar a la capa D, desaparece en la noche.
Capa F	Esta película se clasifica en dos, F_1 y F_2 . Durante el día la capa F_1 empieza a una altura comprendida desde 130 a 250 Km arriba de la Tierra y la capa F_2 empieza a una altura comprendida desde 130 a 300 Km en invierno y desde 250 a 350 Km en Verano. En la noche, las capas cambian, pero no desaparecen.

A gran altura las radiaciones ionizantes son muy intensas, pero la atmósfera esta enrarecida y hay muy pocas moléculas para ionizarse. Por lo que en la parte superior de la capa F la densidad de ionización es muy baja.

Al disminuir la altura crecen la presión atmosférica y la densidad de ionización hasta que alcanza una altura en la que la densidad es máxima. Bajo esta altura continua aumentando la presión, pero la densidad de ionización disminuye porque la radiación ionizante ha sido absorbida o usada para ionizar las regiones superiores. Esto explica, en general, porque debe de haber una capa. Sin embargo, la existencia de capas dentro de una región se supone debida al hecho de que la atmósfera es una mezcla de gases que difieren en su susceptibilidad a las radiaciones ionizantes, produciéndose así ionizaciones máximas a distintas alturas.

Estas regiones ionizadas cambian la velocidad de los electrones, ya que se altera su constante dieléctrica y en consecuencia cambia su índice de refracción.

Sin embargo, ya que el índice de refracción es inversamente proporcional al cuadrado de la frecuencia, en las frecuencias VHF y UHF el cambio de valor del índice de refracción es insignificante.

1.4.2 RADIACIÓN.

El elemento sobresaliente que distingue al ambiente espacial es la presencia de radiación. El ambiente natural en el espacio consiste de electrones y protones atrapados por los campos magnéticos de los planetas y una pequeña fracción de núcleos más pesados que son producidos por los eventos solares energéticos y rayos cósmicos (átomos con núcleos muy energéticos) producidos por explosiones de supernovas dentro y fuera de nuestra galaxia. Los ambientes dañinos agregan neutrones, rayos gamma y rayos X al fondo natural.

Algunas de estas partículas cargadas tienen suficiente energía como para penetrar la nave aeroespacial y su electrónica. Los semiconductores son también como semi-aisladores desde otro punto de vista. Cuando las partículas cargadas producen trayectorias de ionización de electrones y huecos en el material aislante, estas cargas de ionización depositadas causan cambios en las condiciones eléctricas bajo las cuales los dispositivos de estado sólido son operativos. Cuando se acumula suficiente carga, el cambio en el voltaje de umbral o corriente de fuga puede causar que el dispositivo cese de funcionar con las condiciones de diseño normal. La mayoría del daño provocado por las partículas cargadas es causado por la ionización; de cualquier modo, cuando los electrones y protones chocan con las celdas solares, el daño por desplazamiento (desalajo de átomos de sus sitios de retículo normal) es el mecanismo dominante. En la tabla 4 se muestra la terminología y unidades importantes para la exposición de la radiación.



Esquema A. Características de la radiación en ambiente espacial.

A.

Ambiente

Razón de dosis de baja ionización ($\ll 1$ rad/s)

Dosis total ($\geq 10^5$ rad)

Electrones y protones de alta energía atrapados en la magnetósfera terrestre.

Rayos cósmicos (electrones, protones, alfas, iones pesados)

Protones solares (incremento de razón de dosis por 10^4 durante eventos solares largos)

Mecanismos de falla primarios

Aumento en la carga por dosis total inducida.

Trastorno (upset) de evento sólo

Simuladores de pruebas

Fuentes de ionización de razón de baja dosis: ^{60}Co , probador de rayos X de baja energía

Fuentes de partículas de alta energía: Protones y haces de iones pesados.

Fuente: McLean, 1987.

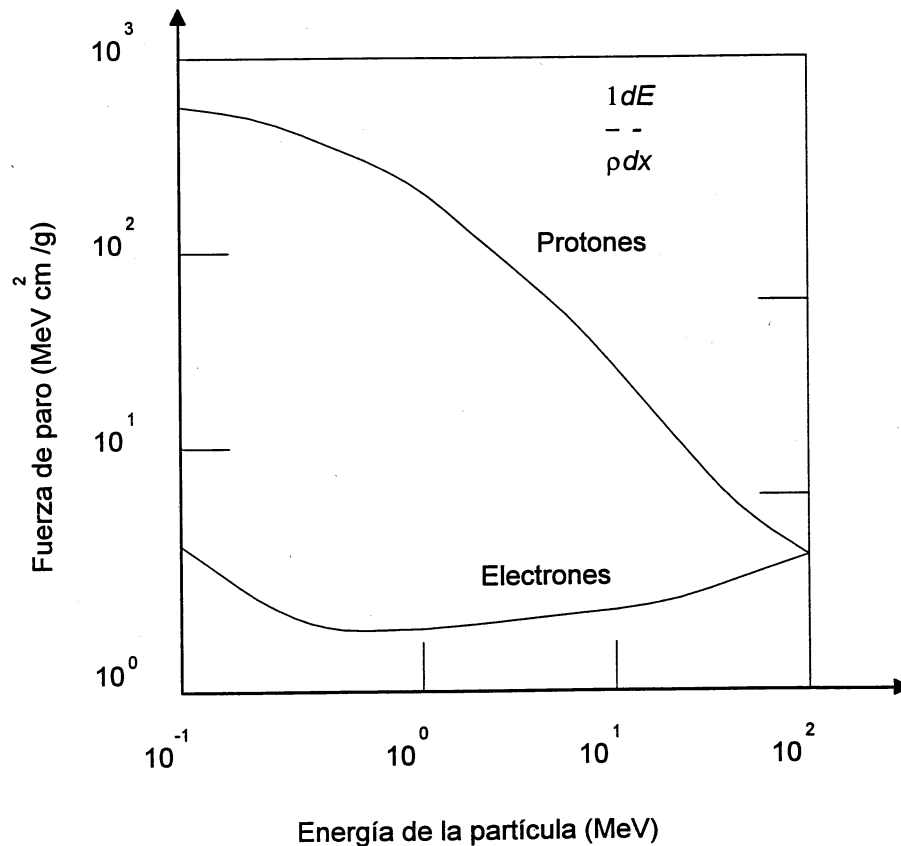


Figura 1. El potencial de paro como una función de la energía de la partícula para los protones y electrones incidentes sobre el Silicio.

Cuando un par de electrón-hueco es creado por la radiación incidente, la banda de valencia del electrón es excitada a través del gap hacia el estado de banda en conducción, dejando un hoyo detrás en la banda de valencia. Si un campo eléctrico está presente, los electrones se barren, debido a que la movilidad en el silicio es mucho mayor que la de los hoyos.

Excepto para una pequeña fracción de pares que es sometida a recombinación inmediatamente, los electrones y hoyos creados son libres para flotar y son difusos en el material, hasta que sufren una recombinación o son atrapados. Los aislantes como el bióxido de silicio (óxidos de la compuerta y campo en transistores y circuitos integrados) contiene grandes cantidades de centros atrapantes, en los cuales la carga de radiación inducida puede residir por grandes períodos de tiempo.

Estas cargas atrapadas generan campos eléctricos internos de espacio-carga que llevan a desbalances o cambios de voltaje en las características operativas del dispositivo. Suficientes campos de espacio-carga pueden causar la falla del dispositivo.

El problema mayor de la corriente del efecto de dosis total (acumulación de estas cargas atrapadas por mucho tiempo) concierne a los dispositivos de semiconductores de óxido metal (MOS). Los campos internos de espacio-carga en campos de óxido y aislador u óxidos de pasivación (passivation oxides) se pueden convertir en trayectorias de corrientes de fuga en uniones de materiales semiconductores, además de causar cambios en el voltaje de umbral debido a las cargas atrapadas en el óxido de la compuerta.

Las tecnologías bipolares viejas que contenían silicio solo del tipo *n* o *p* eran muy duras para los efectos de la dosis total. Ahora las tecnologías bipolares nuevas con campos enterrados (buried field) y óxidos de pasivación, éstos para reforzar la rapidez con un menor consumo de potencia sufren algunos de los mismos efectos de la dosis total como los dispositivos MOS.

1.4.2.2 DAÑO DE DESPLAZAMIENTO.

El daño por desplazamiento ocurre en el ambiente espacial cuando los protones y los electrones con energía suficiente (≥ 1 MeV (1×10^6) para los electrones y $\geq 10^2$ keV para los protones), interactúa con un átomo objetivo (target atom) en un retículo cristalino. El daño ocurre en tales retículos como resultado de la colisión elástica de dos cuerpos, las interacciones electrónicas con electrones atómicos (por partículas cargadas) e interacciones nucleares. Ya que el silicio y muchos otros materiales tienen umbrales cercanos a 25 eV para la creación de pares vacante / intersticial (vacancy / interstitial pairs), se puede hacer un daño considerable por las partículas primarias y los átomos de objetivo retirados.

Las colisiones del tipo bolas de billar (en realidad, esparcimiento nuclear elástico) y las excitaciones electrónicas toman lugar con las partículas incidentes cargadas (electrones y protones) a energías de 1 MeV o menos. Por encima de los 8 MeV (la energía promedio de ligamiento por núcleo para los elementos de número de masa mayores que 20; el silicio tiene número de masa 28), los protones también pueden causar interacciones nucleares inelásticas en las cuales energías considerables por encima de 25 eV pueden ser transferidas a los retículos. Los neutrones que no portan carga electrónica, pueden causar daño solo por colisiones nucleares elásticas o inelásticas (por encima de 8 MeV). Las partículas cargadas como los protones prefieren perder su energía a través de procesos electrónicos. Por ejemplo, un protón de 10 MeV pierde cerca de 1,000 veces más energía como resultado de procesos electrónicos que la energía que pierde como resultado de procesos nucleares.

Por su preferencia de perder energía en interacciones electrónicas, un protón y sus partículas cargadas secundarias asociadas pueden producir más daño en un área localizada del retículo. De cualquier modo, un neutrón tiene mayor intervalo en un material (primeramente por que no esta cargado) y causará finalmente más daño por todas partes del material.

Cualquier defecto rompe la periodicidad de la retícula cristalina, produciendo una "corrupción" que se localiza en los estados de las bandas del gap del semiconductor. Cabe citar a continuación seis de los efectos principales de la banda del gap debido a la corrupción [McLean 1987]:

- 1- Los niveles cercanos al gap medio (midgap) sirven como centros de generación térmica para pares electrón-hueco, conduciendo al incremento de la corriente oscura (ruido sin estímulo);
- 2.- Estados localizados cerca del gap medio sirven como centros de recombinación cortan la vida de portadores minoritarios de este modo se reduce la ganancia en los transistores bipolares;

- 3.- Atrapadores ocultos cerca de los límites de las bandas pueden temporalmente atrapar y re-emitar carga, reduciendo la eficiencia de transferencia de carga en los dispositivos de carga acoplada (CCDs);
- 4.- Atrapadores profundos de radiación inducida compensan a los portadores mayoritarios, causando la remoción de portadores;
- 5.- Túneles atrapadores llevan al incremento de la corriente de fuga de la unión; y
- 6.- Los defectos en ellos actúan como centros esparcedores, decrementando la movilidad de los portadores.

Los sistemas espaciales que son mayormente sujetos a los efectos de daños permanentes son los arreglos de celdas solares que producen potencia vía procesos fotovoltaicos y los detectores de partículas como los sensores de espectro electromagnético tales como los CCDs. Estos dos últimos tipos de dispositivos son el frente de los dispositivos diseñados para las misiones de reconocimiento militar o científico.

1.4.2.3 EFECTOS DE UN SOLO EVENTO (SINGLE-EVENT EFFECTS).

Un trastorno de un solo evento es una perturbación temporal o permanente de un circuito integrado causada por el paso de una sola partícula de alta energía, usualmente un ion pesado a través de un nodo del troquel (die). Un trastorno transitorio es un cambio del estado lógico, esto es un 0 se convierte en 1 o viceversa, lo cual es ordinariamente llamado un bit flip o error suave. Este tipo de error es temporal y desaparece cuando la localidad del evento es reusada. El latchup puede ser una consecuencia permanente y destructiva de un trastorno de un solo evento.

1.4.2.4 SOLUCIONES A LOS PROBLEMAS DE EFECTOS DE RADIACIÓN.

La mejor solución para los problemas de los efectos de radiación causada por el ambiente natural en el espacio, es el diseñar y fabricar circuitos integrados endurecidos. Algunas tecnologías son inherentemente duras, mientras que otras, particularmente los dispositivos MOS, deben ser endurecidos utilizando óxidos más delgados y limpios.

Si el mínimo nivel de endurecedor de un dispositivo dado o tecnología excede la dosis total que se espera de un ambiente natural de una misión dada por un factor de 2, entonces el dispositivo puede ser considerado duro para la misión. El factor de 2 es el margen de diseño de variabilidad en el endurecedor para el dispositivo en el ambiente dinámico interplanetario o cercano a la Tierra de la misión.

Los dispositivos con niveles de endurecedor para la dosis total que no excedan los requisitos de la misión en un factor de 2, necesitan ser desvalorizados en el desempeño para su fin de vida o para protegerlos con un material de mayor densidad o con ambos. En algunos casos una degradación gradual de los parámetros de los dispositivos en pruebas de laboratorio muestran que el dispositivo no necesita estar protegido si una corriente de fuga alta o un voltaje de salida bajo, etc. ya que pueden ser toleradas en el diseño del circuito. En estos casos una desvalorización de las especificaciones del dispositivo es todo lo que se necesita.

Otro de los casos ocurre cuando la degradación de los dispositivos es tan rápida, que lleva a un fracaso catastrófico, en que la dosis total cerca del troquel (die) del silicio debe ser reducida. Los materiales de protección pesados como el plomo, tantalio o el tungsteno son usados para rodear o cubrir la pieza completamente como sea posible. Se debe considerar el ángulo completo sólido de acceso a la parte y el arnés nivelador de la parte para determinar la forma y espesor de la protección.

1.4.3 ELECTRÓNICA ESPACIAL.

Dentro de los niveles de calidad en la electrónica se cuenta con indicadores tales como el grado de calidad de los componentes, especificaciones de uso, entre otros de acuerdo a distintos estándares internacionales. Estos grados son, de menor a mayor, el grado comercial, seguido por el industrial, el militar y, por último, el espacial, que de cierta manera puede ser englobado por el militar.

De acuerdo con los distintos niveles de calidad requeridos en los componentes electrónicos, los más exigentes son, precisamente, los calificados para vuelo espacial. Enseguida se tienen los componentes de grado militar y por último los de grado industrial y comercial, con distintos subniveles cada uno.

Son diversas características las que deben de satisfacer los dispositivos electrónicos que serán usados en el espacio, a continuación se listan las cuatro principales: temperatura, vibración, presión, radiación y se basan en lo siguiente:

* *Temperatura*: Se refiere al intervalo de temperatura para operación normal y de supervivencias de los componentes electrónicos. Este aspecto es muy importante, ya que el estado de operación de los componentes electrónicos depende directamente de la temperatura a la que esta expuesto el componente. En los componentes comerciales la temperatura de operación puede ser de entre 0 a 55 °C y en los espaciales desde -40 hasta más de 120 °C.

* *Vibración*: Es la capacidad de los componentes a resistir vibraciones de importancia. En el caso de componentes comerciales esto no es necesario, pero en militares y espaciales si, debido a que los componentes deben resistir vibraciones muy intensas durante el despegue de la nave aeroespacial que lo llevará a órbita así como durante el lanzamiento del satélite. Para calificar a vuelo espacial se deben resistir vibraciones mecánicas de hasta 2,000 Hz de frecuencia.

* *Presión*: Se refiere a la capacidad de los componentes, sistemas y subsistemas, a soportar la operación en ambientes de presión mínima (vacío) como se encuentran en el espacio exterior. Una presión al vacío absoluto es difícil de obtener en laboratorio, pero es aceptable si el equipo satelital soporta una presión de 10^{-7} torr.

* *Radiación*: Es la capacidad de los componentes y los sistemas electrónicos a resistir radiaciones de todo tipo que se encuentran en el espacio exterior al no existir algo que filtre las radiaciones, como sucede en la Tierra con la atmósfera. El satélite esta expuesto a todo tipo de radiaciones, desde frecuencias de radio y ópticas hasta rayos X, gamma, partículas atómicas, etc., con distintos niveles de energía. Las radiaciones disminuyen la vida útil del componente, degradando rápidamente el semiconductor. Esto se resuelve usando componentes de grado espacial endurecidos para radiación, con un buen diseño de tierras eléctricas en los circuitos y con fuerte blindaje en cajas y recintos.

1.4.4 MEDIO AMBIENTE DEL SATEX-1.

El satélite experimental mexicano SATEX 1 es un satélite de órbita baja, diseñado para probar una serie de experimentos científicos, por lo que el medio en el que estará no será tan riguroso como lo son para los satélites geoestacionarios. En la tabla 6 se presentan las características del medio en el cual estará el satélite SATEX-1. Esto permite cierta holgura en la elección del tipo de sus elementos ya que no cruzara los cinturones de radiación de Van Allen. El tiempo de vida que se espera para el SATEX-1 es de un año.

Tabla 6. Datos sobre el medio ambiente del SATEX-1 en órbita.

Altura:	775 Km
Inclinación:	98.5°
Número de órbitas por día:	Entre 15 y 16
Periodo orbital:	Aprox 100 minutos
Tiempo de eclipse:	34 minutos.
Tiempo de Exposición al Sol:	66 minutos en cada órbita
Rango de Temperaturas:	-20 a +70 °C (interno)
Vacío:	10^{-8} Torrs
Densidad del aire:	10^{-15} Kg./m ³
Radiación *:	10^3 rads
Campo magnético	0.4 Gauss
Oxígeno atómico	Flujo de 5×10^{14} partículas por m ² seg ⁻¹ para una velocidad de 8 Km./seg.

* Dosis total aproximada de radiación en órbita polar para una duración estimada de la misión de un año: 10^3 rads, la cual puede ser bloqueada en forma efectiva con 3.0 gr./cm² de metal.

CAPITULO 2. FIABILIDAD Y ASEGURAMIENTO DE LA CALIDAD.

2. PROBABILIDAD Y ESTADÍSTICA.

2.1 INTRODUCCIÓN.

Además de ser una actividad de ingeniería, la fiabilidad y el aseguramiento de la calidad son consideradas disciplinas. En cuanto a la institución o empresa que construye el hardware, la función de la fiabilidad interna representa una auto disciplina.

2.1.1 FIABILIDAD.

La fiabilidad de un sistema es la probabilidad de que, cuando opera con ciertas condiciones ambientales, el sistema ejecutará su función intencional adecuadamente por un intervalo de tiempo específico.

Implícitos en este enunciado están tres problemas:

- 1.- La aceptación de la noción probabilística de fiabilidad, que admite la posibilidad de fallo,
- 2.- El concepto de desempeño adecuado o aceptable de los parámetros del sistema que se deterioran gradualmente y
- 3.- El criterio necesario para determinar la especificación apropiada de las condiciones ambientales.

2.1.2 ASEGURAMIENTO DE LA CALIDAD.

La función del control de la calidad asegura la aceptación final del producto. Esta función incluye la documentación y certificación de actividades tales como el manejo, la inspección, la producción, la prueba, el empaque y el embarque.

El ingeniero encargado del aseguramiento de la calidad o desempeño sirve como historiador del programa. Él o ella guarda los archivos de las inspecciones, pruebas y fallas, documenta los cambios a los dibujos o diagramas, las soluciones a los problemas encontrados y aplaza las peticiones. Es responsable de presentar la documentación requerida que apoya el origen del hardware al patrocinador o al cliente para la aceptación o rechazo del producto.

Obviamente, el hardware espacial es *único*, debido a que usualmente no puede ser reparado después de haber sido puesto en uso. Así, cualquier falla catastrófica en órbita puede dar por resultado la pérdida parcial o total de la nave aeroespacial con un costo considerable (decenas a cientos de millones de dólares) y una re-programación de las misiones futuras. Por eso, el objetivo del hardware espacial es hacerlo bien a la primera vez.

Para asegurar el éxito, se solicitan muchas opiniones, se encuesta a expertos y se toman acciones para la revisión de los diseños del programa. La filosofía detrás de estas revisiones es que, el conocimiento y la experiencia acumulada previa servirá como una herramienta para el desarrollo de los sistemas espaciales del presente y del futuro.

Desde un punto de vista organizacional, el grupo de fiabilidad debe reportar directamente a la cabeza del departamento o de la compañía así, las decisiones y consideraciones relacionadas a la fiabilidad y calidad no están comprometidas con las actividades de manufactura o diseño.

Igualmente, los ingenieros, quienes están a cargo de la calidad, la fiabilidad, la aprobación de las partes y las funciones del aseguramiento de la calidad, deben tener un cuerpo o grupo independiente de revisión con autoridad para acabar o finalizar el programa.

2.2. FIABILIDAD.

2.2.1 FIABILIDAD DEL SISTEMA.

Un sistema puede ser *simple*, como un sistema mecánico de dos piezas (un frasco y una tapa) o *complejo*, como una nave aeroespacial. Los sistemas tienen subsistemas ordenados en serie, en paralelo o con ambos. Algunos subsistemas en paralelo son diseñados para ser redundantes.

Si la probabilidad de éxito o supervivencia en un tiempo t es definida como $R(t)$, entonces para un sistema en serie, las fiabilidades individuales de los subsistemas deben ser multiplicadas y

$$R_{AB}(t) = R_A(t)R_B(t), \quad (1)$$

o en general,

$$R_{AB\dots N}(t) = R_A(t)R_B(t)\dots R_N(t), \quad (2)$$

Para sistemas con subsistemas en paralelo, la probabilidad de falla de cualquier rama es independiente de la falla de cualquier otra rama. El único modo de que un sistema pueda fallar es que todos los subsistemas fallen simultáneamente a un mismo tiempo, t . Así, forzamos a definir una probabilidad de falla $P(t)$, que en general se le relaciona a la fiabilidad por :

$$R(t) = 1 - P(t) \quad (3)$$

Si un sistema tiene dos subsistemas en paralelo, ambos deben fallar simultáneamente a un tiempo t y entonces:

$$P_{AB}(t) = P_A(t)P_B(t) \quad (4)$$

llevando a

$$R_{AB}(t) = 1 - P_{AB}(t) = 1 - P_A(t)P_B(t) \quad (5)$$

o de nuevo, en general

$$R_{AB\dots N}(t) = 1 - P_{AB}(t) = 1 - P_A(t)P_B(t)\dots P_N(t) \quad (6)$$

Claro que los sistemas más complejos son una combinación de diseños de subsistemas en serie y en paralelo.

El método más conocido para reducir la probabilidad de falla es la redundancia. La redundancia provee componentes de repuesto que quedan latentes (o en estado de espera) hasta que dejan de funcionar adecuadamente los componentes originales.

Un ejemplo de esto es la situación en la figura 2, la cual puede representar una llanta de repuesto de un automóvil, la bomba de repuesto de un sistema hidráulico de reserva o un microprocesador redundante en un sistema de una nave aeroespacial. Si el subsistema 2 no falla, la trayectoria de operación será de 1 a 2 y de 2 a 3. No obstante, si el subsistema 2 falla, entonces la trayectoria es de 1 a S, de S a 2' y de 2' a 3, donde S representa un interruptor o sensor, por ejemplo.

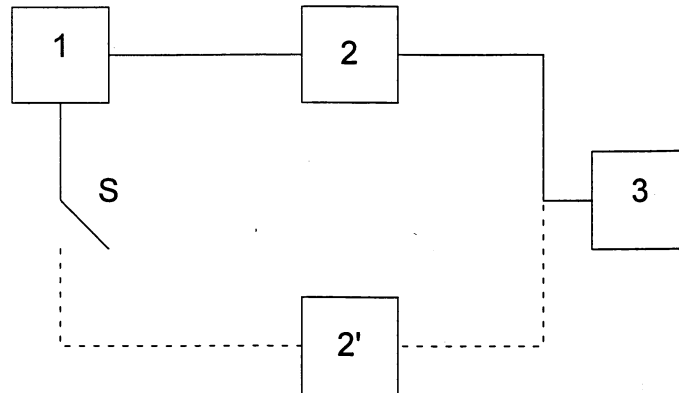


Figura 2. Un sistema redundante simple.

Debido a que el subsistema 2 está en paralelo con S y 2', tenemos que usando los resultados anteriores:

$$\begin{aligned}
 R_{2,S,2'}(t) &= 1 - P_2(t)P_{S2'}(t) \\
 &= 1 - \left\{ [1 - R_2(t)] [1 - R_{S2'}(t)] \right\} \\
 &= 1 - \left\{ [1 - R_2(t)] [1 - R_S(t)R_{2'}(t)] \right\}.
 \end{aligned} \tag{7}$$

Para el sistema completo en la figura 2,

$$R_{\text{sistema}}(t) = R_1(t)R_3(t) \left(1 - \left\{ [1 - R_2(t)] [1 - R_S(t)R_{2'}(t)] \right\} \right). \tag{8}$$

Comentamos que $R_{2'}(t)$ y $R_S(t)$ se deben evaluar en un tiempo t , reconociendo que ha estado inactivo hasta t_0 ($0 < t_0 < t$) y activo desde t_0 hasta t . Así, $R_S(t)$ y $R_{2'}(t)$ serían valores mayores, en general, si S y 2' habían operado de tiempo 0 hasta que t .

Otra forma de redundancia es, tener r de salida de un sistema n que tienen n componentes paralelos, de los cuales r debe sobrevivir para que el sistema continúe operando. Algunos ejemplos serían, los cables de un puente de los cuales un cierto número de ellos son necesarios para soportar la carga, varias trayectorias paralelas de corriente donde un número crítico son necesarias para manejar la potencia. La fiabilidad para tal sistema es:

$$R_{\text{sis}} = \sum_{x=r}^n \binom{n}{x} R^x (1 - R)^{n-x}, \tag{9}$$

donde R es la fiabilidad del sistema asumida igual para todos los subsistemas y

$$\binom{n}{x} = \frac{n!}{x!(n-x)!} \tag{10}$$

2.2.1.1 PREDICCIÓN DE LA FIABILIDAD.

Se deben observar con escepticismo las predicciones de fiabilidad de sistemas espaciales complejos basados en componentes de datos individuales de compendios tales como el *MIL Handbook 217*. Para empezar, los valores presentados en el *MIL Handbook 217*, cuyos orígenes son oscuros. Algunos pueden ser derivados del campo de datos, algunos de pruebas de fiabilidad en el laboratorio, y algunos otros de programas de desarrollo de calificación para sistemas militares.

Otra importante consideración es que los valores dados para el número de fallas por millón de horas de operación o algunos otros parámetros similares son determinados con un nivel de confianza del 60%. Así, si deseas recabar datos de nuevo, tienes 40% de oportunidad de obtener resultados diferentes significantes. La posibilidad de hacer predicciones absolutas significantes sobre tiempos de vida o probabilidad de fallas con el *MIL Handbook 217* es bastante discutible.

2.2.1.2 NIVEL DE CONFIABILIDAD.

Con cualquier población es usualmente impráctico o imposible el probar cada miembro de la población. Así, debemos determinar los parámetros importantes de la población (por ejemplo la vida media o fuerza de tensión media) de una pequeña muestra de toda la población. El valor medio de la muestra, \bar{x} , no será usualmente idéntica al valor medio de la población, μ , pero debería estar cercana a la verdadera media de la población. Por eso, un intervalo de confiabilidad o nivel, se escoge conteniendo μ . Si definimos el intervalo como $[(x - C_{\alpha/2}) \text{ a } (x + C_{\alpha/2})]$, entonces el grado de confiabilidad de este intercalo con μ es $1 - \alpha$, donde α es el riesgo que esperamos de estar equivocados. Esto es si, entonces $\alpha = 5\%$ es el riesgo que tomamos de estar en error. Entre mayor es el nivel de confiabilidad entonces más seguros estamos y, por consiguiente, mayor el intervalo llega a ser. En la figura 3 se muestra el caso en el cual el nivel de confiabilidad de que x será mayor que X es α o, recíprocamente, menor o igual a X es $1 - \alpha$.

Por consiguiente, la confiabilidad esta definida como la probabilidad de que en un intervalo dado, determinado de datos de pruebas de una muestra contendrán los parámetros verdaderos de la población.

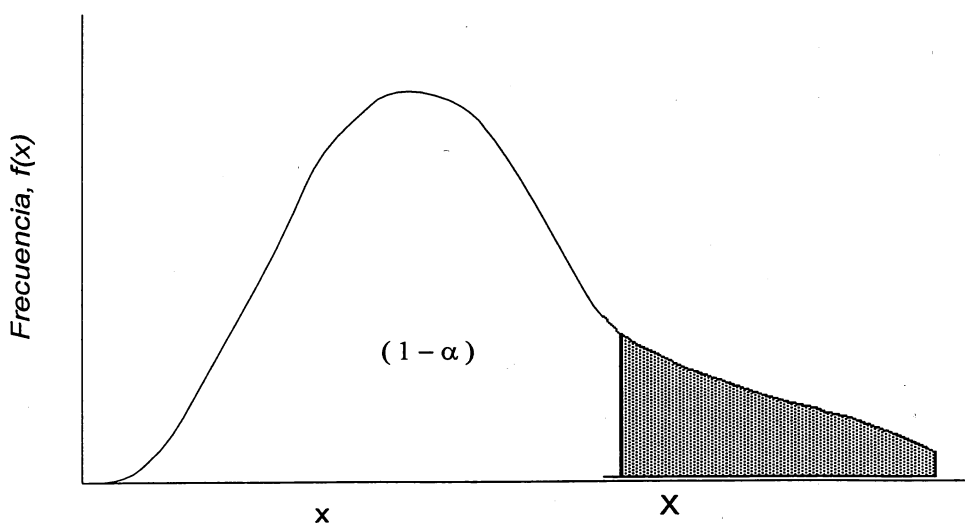


Figura 3. Gráfica de distribución de frecuencia mostrando la definición del concepto de nivel de confiabilidad.

Por lo tanto, usar el *Mil Handbook 217* con un nivel de confiabilidad de 60%, tenemos una oportunidad de 40% de obtener un resultado diferente significativo si repetimos el experimento una segunda vez. Se nota que la mayoría de las decisiones que comprenden estadística usan unos niveles de confiabilidad del 90 y 95% esto para estar lo más seguro posibles de que los requisitos o especificaciones de desempeño se han satisfecho.

La confiabilidad también se distingue de la fiabilidad por lo siguiente: *La fiabilidad se aplica al hardware, componentes, sistemas. Etc.*, mientras que *la confiabilidad se aplica a las pruebas y experimentos.*

Supóngase que una pieza de hardware tiene 90% de fiabilidad a 95% de confiabilidad. Este enunciado significa que cuando una muestra de 20 partes es probada, dos fallaran (10% de falla o 90% de fiabilidad). Cuando 20 de esas pruebas se realizan a 20 partes, 19 de los 20 experimentos tendrán dos fracasos o menos (95% confiabilidad).

Obviamente, deseamos expresar nuestras predicciones de fiabilidad con los más altos grados de confiabilidad. De cualquier modo, en muchos casos debemos usar los datos disponibles en un cuadro limitado de tiempo o a un costo razonable. Así forzamos usualmente a acoplar nuestro conocimiento limitado acerca del potencial del hardware espacial con la herencia que se tiene de los sistemas de vuelo previos.

La herencia o los conocimientos previos nos pueden dar un sentimiento de comodidad debido al hecho de que algunos subsistemas se han desempeñado exitosamente en misiones de vuelo previas. De cualquier modo, uno debe de ser cuidadoso con los cambios, resultantes de las nuevas tecnologías o nuevos procesos de manufactura para que no alteren la fiabilidad de los sistemas previos, de manera significativa. En cualquier caso, el nuevo sistema debe pasar a través de las mismas pruebas de aceptación y calificación que el anterior.

Una importante consideración en cualquier evaluación de la confiabilidad de los sistemas es el considerar diversos tipos de fallas que puedan ocurrir tales como por ejemplo que un interruptor se quede abierto o cerrado, que un diodo se quede en corto o abierto y si cualquier punto de falla sencillo pueda causar la falla catastrófica de la nave aeroespacial. La mejor aproximación, como ya se discutió, es la redundancia paralela. De cualquier modo, si la redundancia paralela no es posible, se pueden tener algunas alternativas para la pieza crítica tales como una degradación extensa, algunas pruebas extras y sobre todo una protección. Se puede pagar a un equipo especial para que realice un diseño especial con la más alta fiabilidad o para que realicen un sobrediseño, todo esto para asegurar el éxito de la misión.

El diseñador debe intentar anticipar las líneas débiles en el diseño, para ejecutar un análisis en operación en el peor de los casos y, además, un análisis en modo de fallas. Algunas de las preguntas que se deben hacer o que se deben responder son: ¿Qué se puede hacer para neutralizar o mitigar las debilidades en el diseño?. ¿Puede un componente más confiable, de iguales características pero con menor desempeño, satisfacer los requisitos?. ¿Podrán ser necesarias pruebas de calificación especial para ganar confiabilidad en el dispositivo?. ¿Es la redundancia una opción?. ¿Se necesitan emplear mediciones del tipo tolerantes a falla?. ¿Los componentes son llevados a su límite de desempeño?.

2.2.2 HERRAMIENTAS PARA EL AVALÚO DE LA FIABILIDAD: AMBIENTES.

¿Cómo se hace un avalúo cuantitativo de la fiabilidad?. Primero, uno debe aplicar algunas fuerzas (stress) al sistema o componente y continuarlas hasta que exista un cambio significativo o que ocurra una falla. Estos cambios pueden ser paramétricos o catastróficos. En el último caso, aplicar unas pruebas al objeto para determinar su vida útil. En un caso formal, un *a priori* define el nivel de falla (por ejemplo, un cambio en la resistencia DC igual a 10 veces la resistencia de constricción inicial teórica para un contacto eléctrico, una degradación de 20% de la corriente de saturación original de drenador - fuente en un transistor de efecto de campo (FET)). En la tabla 7 se presentan fuerzas ambientales usadas y/o causas, juntas con los efectos a ser investigados.

Ya que no se puede esperar de 10 a 20 años para los resultados de una prueba de ambiente en condiciones de campo, uno debe acelerar las fuerzas haciendo el ambiente más severo. Así, aumentamos la temperatura en una prueba de envejecimiento o incrementamos la fuerza del voltaje aplicado para una avería (breakdown) dieléctrica. Después se generan las preguntas acerca de tales fuerzas como factores de aceleración y modos de falla.

Tabla 7. Sobre fuerzas comúnmente usadas en los ambientes.

Fuerzas.	Respuestas a determinar.
Tensión	Fuerza de tensión
Ciclado electro / mecánico	Vida, desgaste
Unión / desunión	Inserción / fuerza para retirar o desprender
Avería dieléctrica	Fuerza dieléctrica
Vibración	Durabilidad mecánica
Golpe térmico / ciclado	Efectos de la expansión diferencial térmica
Temperatura elevada	Envejecimiento acelerado
Alta humedad / resistencia a la humedad	Resistencia del aislante / efectos de la corrosión
Vacío térmico	Efectos de outgassing*: integración del sello, eficacia de los (sinks) conductores de calor

*Outgassing: es el proceso para sacar el gas atrapado en un sólido mediante calor.

La precaución principal en cualquier diseño en un escrutinio (screen) de un ambiente acelerado es que el incremento en el nivel de las fuerzas aplicadas no debe introducir ningún modo potencial de falla que no exista en el campo o ambiente de la misión. De este modo, no se desea incrementar las temperaturas de envejecimiento por encima de la temperatura de transición como puede ser el caso del vidrio del epoxico G10 o por encima de la temperatura de outgassing* (proceso para sacar el gas atrapado en un sólido mediante calor) de un alambre aislado con cloruro de polivinil (PVC) (ambas temperaturas están en el intervalo de 80 a 90 °C). Para el PVC, el outgassing del cloruro del aislador del alambre puede combinarse con la humedad en un horno transmisor de calor hasta formar HCl (ácido clorhídrico) diluido, el cual ataca a los conectadores de las terminales de aleación de cobre chapeado de oro a 120°C (una condición que nunca se presenta en el campo de operación).

La mejor relación conocida para determinar los factores de aceleración es la de Arrhenius, hecha por un físico químico Sueco, su relación es:

$$\frac{t_2}{t_1} = \exp \left[E_a / k \left(\frac{1}{T_2} - \frac{1}{T_1} \right) \right] \quad (11)$$

Donde t_2 es el tiempo en campo a T_2 , la temperatura absoluta más baja; t_1 , el tiempo en la prueba a T_1 , la temperatura absoluta más alta; k , la constante de Boltzmann; y E_a , la energía de activación.

Experimentalmente, esta relación es usualmente gráfícada con una escala logarítmica con el tiempo en las ordenadas y la temperatura absoluta inversa en la abscisa (figura 4). Llevando a cabo dos pruebas separadas de vida a diferentes temperaturas, determinando el tiempo a fallar, se puede trazar una línea recta y extrapolar a la temperatura de campo de interés. La pendiente (slope) de esta línea puede ser usada para determinar la energía de activación del proceso causando la falla.

La relación de Arrhenius se mantiene verdadera, prevé que el sistema no debe observar un cambio de fase entre T_1 y T_2 . La ecuación (11) muestra que $\exp \left[(E_a / k) (1/T_2 - 1/T_1) \right]$ es realmente un factor de aceleración cuya magnitud es determinada por la energía de activación del proceso estudiado y las diferencias entre la temperatura de prueba y la temperatura de campo. Así, la tendencia a incrementar la temperatura de prueba tan alto como sea posible emerge, a menudo causa sus propios problemas.

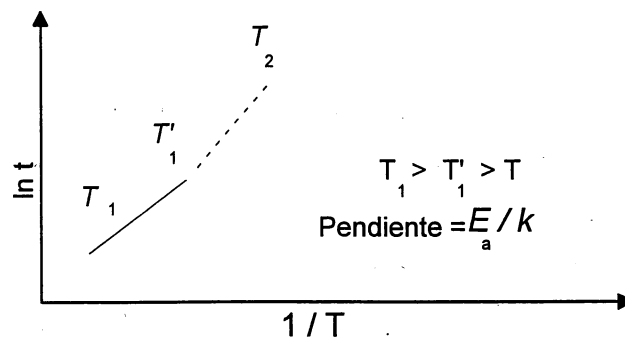


Figura 4. Gráfica típica de Arrhenius del logaritmo del tiempo contra la temperatura absoluta inversa.

La energía de activación es usualmente expresada en unidades de electrón volts (eV). Entre más alta sea la energía de activación, más alto será el umbral de activación de un proceso dado, pero una vez activado más rápido se puede acelerar el ambiente de la prueba. Existen diferentes energías de activación; por ejemplo en materiales semiconductores, la energía de activación para procesos de difusión que causan degradación significativa en el desempeño está en el intervalo de 0.3 a 0.8 eV para dispositivos de silicio y de 1.3 a 1.8 eV para dispositivos de arseniuro de galio. Consecuentemente, los factores de aceleración son mayores para los dispositivos de arseniuro de galio.

El propósito de las pruebas de vida es el determinar el tiempo hasta que se presente la falla. Otros escrutinios de fuerza ambiental se diseñan para encontrar puntos débiles en el hardware, en los componentes por si solos o en su fabricación como lo son las soldaduras. Esto es, la filosofía es crear fallas en un tiempo corto a un nivel de fuerzas altos, así un defecto latente no causara una falla en el campo de operación en un tiempo mayor.

Las pruebas de vida a menudo se hacen por cientos o miles de horas. Las pruebas de operación (power burn-in test) en otra parte, usualmente se hacen por solo una semana o a 10 días (168-240 h.) Las condiciones de la fuerza o del voltaje suministrado son muchas veces los mismos como en las pruebas de vida. De cualquier modo, el objeto de la corta duración es el de precipitar fallas solo en aquellas muestras del lote que se encuentren débiles, que fallarán después de un periodo corto de servicio, o sea, tendrán lo que se llama una mortandad infantil. Con esto podemos decir que un producto de una tecnología madura que esta bajo control en su manufactura podrá tener una pequeña, si es que las hay, falla debido a las pruebas de operación (burn-in test).

2.2.2.1 ANÁLISIS DESTRUCTIVO FÍSICO (DPA).

Para los componentes es valioso el destapar o desmembrar los dispositivos y observarlos, ya sea ópticamente o con la ayuda de un microscopio analizador de electrones (scanning electron microscope S.E.M.), para observar que es lo que hay dentro del recinto del componente. Así, un pequeño número de partes se remueve de un lote entrante y se sujetas a una inspección interna y a un análisis apropiado. Esta evaluación se concentra en la calidad y la manufactura de las estructuras físicas de las partes. En el esquema B se muestran los procedimientos seguidos durante un análisis destructivo físico (DPA) para los circuitos integrados.

Si un componente tiene algo de desempeño marginal en otras pruebas o escrutinios (por ejemplo, unos pocos componentes de un lote pero no todos, fallan o son marginales), los resultados de un escrutinio DPA pueden influenciar fuertemente en la decisión final acerca de la aceptación o rechazo de los mismos. Aquí la experiencia del inspector es importante porque él puede hacer juicios útiles de la calidad de un lote en particular, contra el nivel de calidad generalmente aceptado para uso en vuelo.

Esquema B. Procedimiento para el flujo de circuitos integrados en DPA.

1.- Inspección visual externa

- a. Contaminación.
- b. Daño mecánico.
- c. Daño mecánico o por calor.
- d. Integridad del sellado.
- e. Integridad del alambre y la placa.
- f. Marcas correctas.
- g. Denominación correcta de las patas.
- h. Dimensiones.

2.- Seccionado abierto o cruzado.

3.- Inspección visual interna.

- a. Observación óptica o con microscopio electrónico para contaminación y daños mecánicos y/o eléctricos en el troquel del semiconductor.
- b. Pasos de oxidación en el peor de los casos.
- c. Metalización en el peor de los casos (puentes, quebraduras, vacíos, etc.)
- d. Metalización típica en el quitado (pre- y postglassivation)

4.- Jalado de la conexión (normalmente después del SEM)

5.- Trasquilado del troquel.

2.2.3 HERRAMIENTAS PARA EL AVALÚO DE LA FIABILIDAD: MATEMÁTICAS.

El personal encargado de la fiabilidad debe conocer y usar matemáticas, particularmente con respecto a probabilidad y estadística.

La función de densidad de probabilidad puede ser definida como la función que permite la probabilidad de que una variable aleatoria tome alguno de sus valores admisibles. Esta función es usualmente indicada como $p(x)$, la cual es la probabilidad de obtener el valor de x , con x como variable aleatoria.

La función de distribución acumulada se indica como $F(x)$ y se define como:

$$F(x \leq a) = \sum_{i=-\infty}^a p(x_i), \quad \text{para } x_i \text{ discreta y } x_i \leq a \quad (12)$$

o si $p(x)$ es continua,

$$F(x \leq a) = F(a) = \int_{-\infty}^a p(x) dx \quad (13)$$

En la figura 5 se muestra una función de densidad general, mientras que en la figura 7 se muestra una función de distribución acumulada para una variable aleatoria continua.

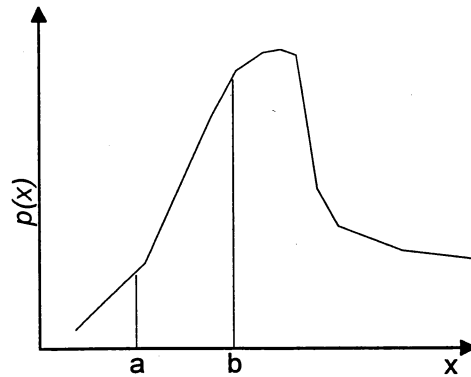


Figura 5. Función de densidad para una variable aleatoria continua.

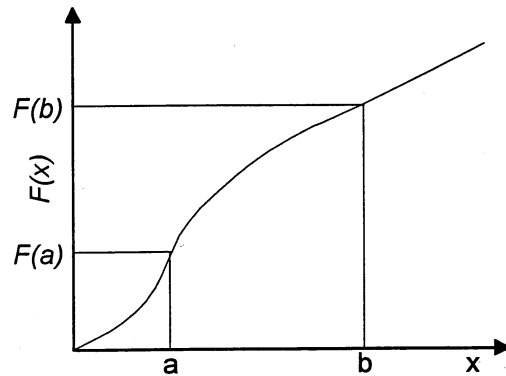


Figura 6. Función de distribución acumulada para una variable continua.

En la figura 6, la variable aleatoria toma solo valores positivos, así que el dominio de la integral es de 0 a a , en vez de $-\infty$ a a .

Ahora se discutirá sobre las mediciones en muestras o en la población de los artículos. Una muestra se define como un grupo de artículos bajo prueba, seleccionados aleatoriamente de una población de artículos similares de tamaño infinito. La medida más común de la tendencia de la población o la muestra es la *media*.

$$\mu = \int_{-\infty}^{\infty} x \cdot p(x) dx \quad \text{para una población de una variable aleatoria continua} \quad (14)$$

ó

$$\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n}; \quad \text{para la media aritmética de una muestra discreta} \quad (15)$$

Donde n es el número de artículos en la muestra.

La medida más común de la variabilidad de la población o muestra, se conoce como la *varianza* o *desviación estándar*, para una variable aleatoria, la varianza esta definida como:

$$\sigma^2 = \int_{-\infty}^{\infty} (x - \mu)^2 p(x) dx \quad (16)$$

y la desviación estándar como:

$$\sigma = \sqrt{\sigma^2} \quad (17)$$

para una muestra discreta de duración estándar

$$s = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n-1}} \quad (18)$$

ó equivalentemente

$$s = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n x_i^2 - \frac{\left(\sum_{i=1}^n x_i\right)^2}{n}}{n-1}} \quad (19)$$

Las ecuaciones (18) y (19) son generalmente referidas como formas imparciales de la desviación estándar.

Si una constante es sumada o restada de cada una de las observaciones, la media será incrementada o decrementada por la misma constante, pero la varianza y la desviación estándar no se afectaran. Si cada observación se multiplica por una constante c , la nueva media es c veces la vieja media, la nueva varianza es c^2 la vieja varianza y la nueva desviación estándar es c veces la vieja desviación.

2.2.3.1 DISTRIBUCIONES ESTADÍSTICAS.

En la tabla 8 tomada de Lipson and Sheth (1973) se resumen algunas de las aplicaciones de las distribuciones estadísticas más usadas. El método más práctico para determinar una distribución de datos experimentales es el de graficar los datos sobre varios papeles de uso en probabilidad tal como el normal, el normal-logaritmico (log-normal) o el Weibull y con esto determinar la mejor linealidad (para obtener mayor información al respecto consultar un texto de estadística o Fundamentos de los Sistemas Espaciales de Moore). De forma más rigurosa, se pueden usar algunas de las muchas virtudes matemáticas de pruebas de ajuste como la *chi cuadrada*. En la tabla 8 se describirán solo 6 de las distribuciones más utilizadas en los programas de pruebas.

Tabla 8. Campos de aplicación de las distribuciones estadísticas más usadas.

Distribución estadística	Campos de aplicación	Ejemplos
Normal	Varias propiedades físicas, mecánicas, eléctricas, químicas.	La capacidad de los conductores eléctricos; fuerza de tensión de las hojas de aleación de aluminio; variaciones mensuales de temperatura; consumo de potencia eléctrica en un área dada; resistencia eléctrica; velocidades de las moléculas de gas; desgaste; generación de ruido en un voltaje de salida; velocidad del viento.
Log-normal	Fenómenos de vida; situaciones asimétricas donde las ocurrencias son concentradas en el final de un intervalo donde las diferencias en las observaciones son de una gran orden de magnitud.	Acumulación de millaje automotriz por diferentes clientes; cantidad de electricidad usada por varios clientes; intensidad de luz en focos; concentración de residuos de procesos químicos.
Weibull (dos parámetros)	Los mismos que en la caso de Log-normal, además situaciones donde los porcentajes de ocurrencia (es decir, la razón o tasa de falla) pueden decrementar, incrementar o permanecer constante con incremento en las características medidas; por partes en depuración, desgaste, fase de cambios de falla en la vida de un producto	Vida de tubos electrónicos, baleros de antifricción; cambios en la transmisión y muchos otros componentes mecánicos y eléctricos; vida de la corrosión; vida del desgaste.
Weibull (tres parámetros)	La misma que Weibull (dos parámetros), solo que se le adicionan, varias propiedades físicas, mecánicas, eléctricas, químicas, etc., excepto menos común que en el caso de la distribución normal	Los mismos casos que en el Weibull dos parámetros. En adición, resistencia eléctrica, capacitancia, fuerza de la fatiga (fatigue strenght), etc.
Exponencial	La vida de sistemas, ensambles, etc.; para componentes, situaciones donde las fallas ocurren esporádicamente y no dependen del tiempo en servicio, frecuentemente aplicado cuando el diseño es depurado completamente por producción de errores.	Vida de la falla de un tubo de vacío; costo de un detector; mal equipo durante pruebas de fiabilidad; vida esperada de tubos indicadores usadas en sets de radar; vida para falla en focos, lavaplatos, generadores eléctricos, transmisiones automotrices.
Binomial	Número de artículos defectuosos de una muestra de tamaño n tomada de un gran lote teniendo una fracción p de defectuosos; probabilidad de x ocurrencias de un grupo de y ocurrencias, esto es situaciones donde se dan observaciones del tipo "bueno-no bueno", "ok-defectuoso", "bueno-malo"; la proporción del lote no cambia la apreciabilidad como resultado de la muestra tomada.	Inspección para artículos defectuosos en un embarque de partes de acero; inspección de llantas defectuosas en un lote producido; determinación de uniones mal soldadas o defectuosas; probabilidad de obtener potencia eléctrica de cierto wattaje de una fuente; probabilidad de una maquina de la producción desarrollara su función.
Hipergeometrica	Inspección de partes mecánicas, eléctricas, etc., de un lote pequeño conociendo el porcentaje de defectuosos. Los mismos casos que en binomial excepto que la proporción del lote puede cambiar como resultado de la muestra tomada	Probabilidad de obtener 10 resistencias satisfactorias de un lote de 100 resistencias con 2% de defectuosas; casos similares envolviendo a focos de luz, anillos de pistones, transistores.
Poisson	Situaciones donde el número de veces que un evento ocurre puede ser observado pero no el número de veces que el evento no ocurre. Se aplica a eventos aleatoriamente distribuidos en tiempo.	Número de caídas de una maquina en una planta; automóviles arribando simultáneamente a una intersección; accidentes en las plantas industriales donde sale personal lesionado; errores dimensionales en dibujos de ingeniería, accidentes automotrices dados en una área por unidad de tiempo.

2.2.4 SEGURIDAD.

El punto primario de la consideración de la seguridad es el de proteger contra el impacto adverso de operaciones necesarias, las cuales llevan materiales peligrosos, pirotecnia y sistemas presurizados. Otro tipo de problema de seguridad puede ser creado por las técnicas pobres de aterrizaje utilizadas, de donde una trayectoria a tierra no esperada dañe a un circuito.

Se aumenta la seguridad mediante la limitación del número de materiales peligrosos a ser usados en los sistemas de la nave aeroespacial y asegurándose que los petardos, las centellas o rayos explosivos y los fragmentos producidos por la explosión sean contenidos.

Generalmente, cada programa para la nave aeroespacial requiere un plan de seguridad en el lugar del lanzamiento y/o lugar de prueba. Tales planes deben describir los procedimientos a ser usados en el manejo de los explosivos, pirotecnia, combustibles, etc. Se debe tener cuidado de que las señales o comunicaciones normalmente usadas en el lugar de lanzamiento no disparen inadvertidamente algún dispositivo de la nave aeroespacial. La certificación del hardware de la nave aeroespacial para los requisitos de seguridad en el lugar de prueba usualmente requiere la prueba de las vasijas de presión y la verificación de la fidelidad de las trayectorias eléctricas para la pirotecnia.

2.3 ASEGURAMIENTO DE LA CALIDAD Y SELECCIÓN DE PARTES.

Como previamente se menciona, la función del aseguramiento de la calidad garantiza la aceptación final del producto y suministra la documentación necesaria que debe acompañar al hardware de vuelo para satisfacer los requisitos contractuales. Al parecer las partes idénticas de diferentes proveedores fabricadas en tiempos diferentes no son necesariamente equivalentes.

2.3.1 CONTROLES SISTEMÁTICOS.

2.3.1.1 NIVEL COMPONENTE.

Al nivel de componente (resistencias, capacitores, circuitos integrados) es el nivel en el cual la mayoría del hardware de vuelo es comprado. Si las partes no pueden ser compradas de acuerdo a un estándar militar como el MIL-STD-38510 para circuitos integrados, entonces se deben determinar algunos dibujos o diagramas fuente de control o instrucciones de compra, para satisfacer los requisitos del hardware espacial. Estos documentos son escritos por ingenieros de componentes o los encargados de la fiabilidad, quienes incluyen el desempeño necesario y los requisitos ambientales en la especificación y recomiendan uno o más proveedores. Los diagramas fuente de control también deben indicar si el contratista de la nave aeroespacial desea hacer inspecciones a las instalaciones de manufactura de el proveedor. Usualmente, estas inspecciones visuales son hechas a los circuitos integrados antes de que sean sellados herméticamente.

Generalmente, existen tres formas de comprar componentes de vuelo:

- 1.- Comprar las partes en acuerdo a algún nivel de calificación militar tal como el MIL-STD-38510 clase S o clase B de circuitos integrados o el MIL-STD-19500 JANS para transistores o diodos;
- 2.- Pagar al fabricante para que introduzca pasos adicionales o escrutinios ha su proceso de fabricación normal de alta-fiabilidad;
- 3.- Obtener la mejor parte que el fabricante produzca (en algunos casos estos pueden ser dispositivos de grado comercial) e implementarle las inspecciones, pruebas y escrutinios apropiados para calificar la parte para vuelo.

En la figura 7 y el esquema C se muestra un flujo del proceso típico que un fabricante de circuitos integrados en una línea de alta fiabilidad debe seguir junto con el proveedor y realizar las pruebas convenientes según algún método de prueba del MIL-STD-883 para protección.

Para poder decir que los circuitos integrados podrán ser usados, los dispositivos deben estar sellados herméticamente y operar por encima del intervalo de temperatura usual militar de - 55 a +125 °C.

Los pasos en el flujo de la inspección entrante se muestran en la figura 7 y son gobernados por varios métodos de prueba (por ejemplo, el 1015, el 2012 del MIL-STD-883, *Test Methods and Procedures for Microelectronics*). Las partes digitales tales como los CMOS requieren una segunda operación o quemado estático de 24 horas en adición al primer quemado u operación de 168 a 240 horas especificado en el "NASA Goddard Space Flight Center Preferred Parts List (GSFC PPL)". La calificación del lote significa una prueba de vida, operación extendida, la cual es requisito especial para algunos programas. Además, las pruebas mostradas en la tarjeta de flujo de la figura 7, las pruebas de radiación también son necesarias.

Prueba (Método 883)	Rechazado	Inspección	Fecha
Visual (2209)			
Dimensiones (2016)			
Inicio electrico ¹			
Stabilizacion bake (1008/C)			
Ciclado de temperatura (1010/C)			
Aceleración constante. (2001/E)			
Pind (2020/A)			
Fuga gruesa (1014/C)			
Fuga fina (1014/A/B)			
Inicio electrico ¹			
Quemado (1015)			
Electrico ²			
Quemado ² (1015)			
Eléctrico final			
TV Rayos X (2012)			
Inspección visual			
Total de rechazos		XXXXXXXXXXXXXXXXXX	XXXXXXXXXXXXXXXXXX
Datos revisados			
Calidad del lote (unido)			
DPA*			
Aceptación del lote	XXXXXXXXXXXXXXXXXX		

Notas: 1. Parámetros eléctricos especificados en _____.

2. Requeridos para partes digitales CMOS solamente.

*. Destructive Physical Analysis (análisis físico destructivo)

Figura 7. Tarjeta de flujo, inspección entrante MIL-STD-883 para circuitos integrados.

Los grados de las partes son definidos en el esquema C. Los procedimientos estándar son la existencia de partes de grado 1 y de grado 2 en el almacén de partes de vuelo. Los grados 3 y 4 requieren escrutinios de actualización considerables, mientras que solo los diodos y los transistores JANTXV y JANTX de grado 2 necesitan operación o quemado con potencia.

Las partes son sujetas a una inspección de entrada del 100%, con la excepción de las pruebas destructivas tales como de radiación y las de análisis físico destructivo (DPA), para pequeñas muestras tomadas de cada lote. Para un diseño conservador, las partes son desvaloradas o degradadas según el GSFC PPL-19, además de las que sufren en el proceso de escrutinio.

Además, los circuitos de alto desempeño y alta escala de integración (LSI) o muy alta escala de integración (VLSI) no se encuentran en las listas de partes calificadas, la tarea es a menudo asegurar estos dispositivos claves necesarios para el desempeño del estado del arte del sistema y que funcionarán con alta fiabilidad en la duración de la misión.

Esquema C. Selección de partes.

C.

Grados para la Lista de Partes según su Aplicación (APL)

Grado 1 - preferente

Como se define y se especifica en MIL-STD-975D, GSFC PPL-18 y MIL-STD-1547:

MIL-M-38510 clase S circuitos integrados.

MIL-S-19500 JANS semiconductores.

Nivel S razón de fallas (0.001% por 1000 h) para partes pasivas y electromecánicas.

Grado 2 - aceptable

Como se define en MIL-STD-975D y GSFC PPL-18:

MIL-M-38510 clase B circuitos integrados.

MIL-S-19500 JANTXV y JANTX semiconductores.

Nivel P razón de fallas (0.1% por 1000 h) para partes pasivas y electromecánicas.

Grado 3 - condicional

MIL-STD-883 clase B circuitos integrados.

MIL-S-19500 JAN semiconductores.

Nivel M razón de fallas (1% por 1000 h) para partes pasivas y electromecánicas.

Grado 4 - no estándar

Partes comerciales

Las partes de vuelo son almacenadas en un recinto garantizado y se provee identificación tanto de lote como de número de serie de las partes para un fácil rastreo o localización. Las ordenes de compra son revisadas cuando las partes son recibidas para un correcto número de parte y conteo de datos. Se emiten partes de acción en kits o equipos de fabricación como sean dictados por la lista de partes del sistema.

2.3.1.2 CONTROL DE CALIDAD AL NIVEL DE TARJETA Y CAJA.

Los controles de fabricación del hardware incluyen:

- 1.- Mantenimiento de la identificación del artículo mediante el número de serie y de dibujo,
- 2.- Monitoreo de los procesos de fabricación,
- 3.- Personal certificado y entrenado (por ejemplo se requieren estándares de soldado de la NASA),
- 4.- Sistema de control por tarjetas de identificación a inspectores, y
- 5.- Uso de estándares de fabricación.

Cuando el hardware no está siendo fabricado o probado, los ensamblajes se mantienen en un almacén controlado. Se desea que los ensamblajes se mantengan bajo condiciones de cuarto limpio de Clase 100,000 o mejores.

Todo el hardware de vuelo es inspeccionado y probado usando equipos de prueba y medición calibrados e instalaciones donde se requieren herramientas especiales. Se escriben procedimientos específicos para las pruebas al nivel de sistema y se mantienen registros de las pruebas e inspecciones. Si ocurren anomalías, se documenta un reporte de la discrepancia del sistema. Si son necesarios cambios en el diseño, se deben generar las notas apropiadas del cambio de ingeniería. En algunos casos se requiere acción del panel o junta de revisión del material. Un panel o junta de revisión del material se compone de varias personas especializadas quienes revisan los datos de los escrutinios, de las pruebas conteniendo las anomalías y llegan a un acuerdo sobre la disposición de los componentes en cuestión.

El objetivo de toda esta actividad es el tener la fabricación del hardware de vuelo, la inspección y la prueba dirigida por un sistema de control de documentos que puede resistir o aguantar una auditoría de los representantes del patrocinador.

El personal de aseguramiento de la calidad puede desarrollar sus propias auditorias, particularmente a los subcontratistas y llevar a cabo inspecciones a los proveedores fuente. Todo esto para asegurar un producto de calidad.

Una actividad que es aliada del aseguramiento de la calidad es a veces llamada aseguramiento o garantía del desempeño, la cual involucra el seguimiento del progreso del hardware de vuelo y la observación de que todas las actividades significantes de fabricación se conduzcan de acuerdo a los planes preexistentes o a los estándares y que se produzca la documentación adecuada para que se entregue al patrocinador en apoyo a la genealogía del hardware. Dentro de las actividades de aseguramiento del desempeño se incluyen:

- 1.- Revisiones a las especificaciones en el diseño,
- 2.- Revisiones a los planes de prueba y procedimientos,
- 3.- Apoyo a las revisiones del diseño,
- 4.- Recolección de información para la aceptación del paquete de datos,
- 5.- Supervisar el flujo de los requisitos a subcontratantes,
- 6.- Participar en actividades de la junta o panel de revisión,
- 7.- Supervisar los controles de procuración, y
- 8.- Preparar informes de estado mensuales.

El ingeniero del aseguramiento del desempeño también sirve como el director de las configuraciones y participa en las actividades de la junta o panel de revisión de la configuración. En el esquema D y tabla 9 se definen los diferentes niveles de control de configuración y los tipos de hardware a que aplican. La mayoría del hardware de vuelo es tratado con la documentación a Nivel 2 para desarrollos únicos en su tipo, pero con la garantía de tener la capacidad de reproducir el diseño, si es necesario.

Finalmente, los documentos y procedimientos de las actividades de aseguramiento de la calidad y se resumen como:

- 1.- Reportes de fallas,
- 2.- Reportes de análisis de fallas,
- 3.- Listas de materiales y partes,
- 4.- Acciones de la junta de revisión del material,
- 5.- Planes de seguridad y contaminación, y
- 6.- Resúmenes de configuración final.

Algunos lineamientos para el plan de limpieza son mostrados en el esquema E.

Una nueva e importante adición en esta área es el aseguramiento de la calidad del software. Básicamente, es intentar el implementar el mismo tipo de disciplina que se encuentra presente para las partes de vuelo espacial. Las adiciones son obtenidas de libros de ingeniería de software, trazos del firmware, revisiones a los resultados de las pruebas, uso de lista de revisión para requisitos de tareas y control de la configuración para rastreo de cambios

Tabla 9. Resumen de requisitos de configuración.

Unidad de hardware	Nivel de dibujo	Tipo de hardware
Modelo de vuelo.	2	A
Breadboard	1	C
GSE* Seguridad crítica	2	A
GSE* Selecto	2a o 2	B o A
Otro GSE*	1	C

GSE* = Ground support equipment, equipo de apoyo terrestre.

Esquema D. El contorno del control de configuración.

D.	
Niveles de los dibujos	
Nivel 1:	Desarrollo en breadboard/brassboard. Se permiten dibujos informales No es posible el control de la configuración
Nivel 2a:	Usos de control de impresión (uses redlined control prints). Capacidad limitada para reproducir el diseño. No soportara una auditoria de configuración.
Nivel 2:	Capacidad asegurada para reproducir el diseño Se pueden proveer partes de repuesto para apoyar al diseño. Se puede verificar la exactitud del hardware mediante documentación. Preparado en conformidad con DOD-STD-100. Dibujos almacenados en bóvedas después del lanzamiento.
Nivel 3:	Para producción en cantidad Provee datos para una procuración permitida de los artículos Permitir la manufactura externa del hardware.
Tipos de hardware (observa la siguiente tabla)	
	Tipo A.
	Tipo B.
	Tipo C.

Nota: Las principales diferencias entre los tipos de hardware son las actividades de preparación y verificación de la documentación, inspección y probado, además de otras actividades de aseguramiento de la calidad.

Esquema E. Características para la Contaminación/ Limpieza.

E.
Materiales de la nave aeroespacial de acuerdo con la publicación 1124 de la NASA sobre datos de outgassing.
Pérdida de masa total < 1.0 %
Materiales condensables reunidos volátiles < 0.1%
Los espejos necesitan condiciones de cuarto limpio Clase 100
Bolsa y la purga o el sellado necesario para los espejos y los sensores durante la integración de la nave aeroespacial.
Inicio tan limpio como sea posible y cocido (bake out) de los subsistemas antes de la integración.

2.3.2 REVISIONES.

Probablemente el punto más importante para el diseño de sistemas espaciales críticos son la secuencia de revisión de el diseño. Las juntas de revisión están compuestas de expertos en sistemas espaciales quienes conocen muchas de las trampas o trucos de diseño del hardware de vuelo.

Las revisiones generalmente ocurren en la siguiente secuencia:

- 1.- Revisión del diseño conceptual,
- 2.- Revisión del diseño preliminar,
- 3.- Revisión del diseño del hardware del subsistema,
- 4.- Revisión del diseño crítico, y
- 5.- Revisión del pre-embarque.

La revisión de diseño conceptual (CoDR) presenta el concepto de cómo los requisitos de la misión, a menudo pobremente definidos en tiempo, se lograrán. La información útil obtenida de la revisión puede a menudo cambiar la aproximación que esta siendo usada y usualmente llevar a un intercambio de opiniones entre los participantes llevando a una mejor definición de los requisitos. El resultado principal de un CoDR es una comprensión mejor de qué es lo que se necesita para completar la misión.

La revisión del diseño de preliminar (PDR) muestra en detalle el diseño al nivel de estructura y circuito. Se presentan disposiciones, esquemáticos y diagramas mostrando los detalles del hardware del sistema espacial. Se esperan diagramas a bloque y caja; de cualquier modo, no se presentan detalles al nivel de parte. Se espera que los requisitos estén cuantitativamente definidos en tiempo. Se necesitan también estimados de peso y potencia para cada subsistema y para el sistema completo. En los PDR se toman ciertas decisiones acerca de la fiabilidad, tal como la redundancia o la tolerancia de fallas después de la revisión y discusión. Los revisores generalmente buscan detalles en el diseño que no se han considerado.

La revisión del diseño de hardware del subsistema es usualmente una revisión en casa del diseño detallado del hardware por otros miembros del equipo de diseño de la misión. El propósito de esta revisión es determinar la prontitud de un diseño en particular para la revisión del diseño crítico (CDR). Se esperan detalles completos del diseño, de las partes eléctricas individuales e incluso de los tornillos. La crítica por capas, es una buena preparación para el nivel del programa del CDR.

Las revisiones en el diseño crítico determinan si el equipo de diseño esta listo para construir el hardware. Se presenta el diseño en completo detalle. Se dispone de listas de partes y materiales. Esta revisión es la última oportunidad para hacer cambios significativos a un costo mínimo esto es, antes de que el hardware existente deba ser alterado. Deben estar disponible los planes de aseguramiento del desempeño además de los manuales de las normas de fabricación.

La revisión del pre-embarque usualmente se concentra en el desempeño del hardware durante las pruebas de calificación ambientales. Se presentan los planes de prueba y los resultados que indican que el hardware se fabricó según las revisiones previas del diseño, por lo tanto está listo para volar en el espacio y que satisface los requisitos de la misión. Se presentan datos de desempeño de las pruebas en esta revisión.

Después de esta última revisión, el hardware del sistema espacial es embarcado al lugar del lanzamiento.

2.3.3 APOYO EN EL LUGAR DE LANZAMIENTO.

En el lugar de lanzamiento el personal encargado del aseguramiento del desempeño y de la calidad esta muy comprometido con la seguridad, la contaminación y la adhesión a los procedimientos de integración previamente desarrollados. Aquí la integración significa la unión de la carga útil del sistema espacial al vehículo de lanzamiento. Se debe hacer un monitoreo continuo de los ambientes para propósitos de contaminación y seguridad. Algunas veces se deben tomar decisiones de dificultad acerca de cuando remplazar determinados subsistemas por sus repuestos.. Se pone énfasis en la experiencia a estas alturas, aquí no hay mucho tiempo para recoger grandes cantidades de datos adicionales. Las evaluaciones adicionales sólo retrasan el lanzamiento, que a menudo tiene ventanas de tiempo críticas, esto es misiones que llevan como objetivo el de registrar algún evento que ocurre cada determinado tiempo y los periodos entre eventos llegan a ser de meses, años e incluso décadas.

CAPITULO 3. INTEGRACIÓN Y PRUEBAS AEROESPACIALES.

3.1 INTRODUCCIÓN.

3.1.1 DISEÑO DE LA NAVE AEROESPACIAL.

El diseño de una nave aeroespacial se divide en diversas fases tales como: definición de la misión; diseño del sistema; diseño de subsistemas e instrumentos, fabricación y pruebas; y por último la integración y prueba de la nave aeroespacial. En este capítulo se hablará sobre la fase de integración y prueba, las cuales incluyen el ensamble de varios subsistemas mecánicos, eléctricos y térmicos dentro de una nave aeroespacial además del desarrollo de pruebas sobre ésta para asegurar que operará apropiadamente en el ambiente para el cual se diseñó. Este proceso incluye el transporte al lugar de lanzamiento donde la nave aeroespacial va a ser acoplada al vehículo de lanzamiento y de nuevo probada para asegurar que todas las interfaces están correctas y que la combinación nave aeroespacial - vehículo de lanzamiento se encuentra listo para el lanzamiento.

Aunque la tarea específica de integración y prueba ocurre al final del programa, la planeación real para esta fase importante del programa comienza con la fase de la definición de la misión. Si una palabra pudiese describir la fase de integración y prueba, esta sería *logística*, que trata sobre todos los aspectos de la procuración, movimiento, mantenimiento y disposición de suministros, equipo, instalaciones, personal y la provisión de servicios. Para apreciar y comprender la fase de integración y prueba de la nave aeroespacial, se debe comprender, hasta cierto grado, las otras fases del programa. Así que se considera prudente el revisar algunos de los conceptos y discutir la terminología antes de iniciar el desarrollo del proceso de integración y prueba.

3.1.2 TERMINOLOGÍA.

Cuando se discute sobre la integración, prueba y calificación de cualquier sistema, es necesario el comprender claramente la terminología usada para describir los procesos que ocurren. Se definirán algunos conceptos que harán la discusión de este capítulo más concisa:

Una *parte*, es un elemento de hardware que normalmente no puede ser desensamblada sin la destrucción de la intención para la cual fue diseñada. Algunos ejemplos de esto son los transistores, circuitos integrados, termostatos, miembros de las estructuras, etc.

Un *componente*, esta conformado de partes que son ensambladas para desarrollar una función de más alto nivel. Algunos ejemplos de componentes incluyen:

- Un multicanalizador en una subsistema de manejo de datos, el cual tiene como función entregar una trama de bits de datos en una forma de datos serie para su transmisión a la tierra;
- Cobijas térmicas o louvres en un subsistema de control térmico, las cuales son usadas para proveer el ambiente térmico deseado para la nave aeroespacial;
- Una rueda de reacción en un subsistema de control de la posición, la cual es usada para orientar la nave aeroespacial a una posición deseada; o
- Un contador de partículas, el cual mide el flujo en el ambiente espacial.

Un *subsistema o instrumento*, está compuesto de componentes que son ensamblados para desarrollar una función específica, por ejemplo, un subsistema de potencia, el cual genera, almacena y acondiciona la energía eléctrica en la nave aeroespacial, o un instrumento que intenta medir un intervalo de flujo de partículas y energía.

El termino *subsistema* usualmente denota una entidad que desarrolla una función de apoyo, mientras que el término *instrumento* usualmente denota una entidad que hace una medición científica específica o una observación.

Un *sistema*, está compuesto de subsistemas cuyo objetivo sobretodo es el de ejecutar los requisitos de la misión. Es en términos específicos, usado para describir una colección de subsistemas e instrumentos que se desarrollan para su uso en el espacio entre los que se encuentran: la nave aeroespacial, observación o carga útil.

Una *unidad*, es una referencia genérica a un componente, subsistema, instrumento o sistema.

El *diseño de paquete*, es el proceso de arreglo de las partes eléctricas y mecánicas en un componente, subsistema o instrumento.

La *integración*, es el proceso de ensamble de los componentes en un subsistema (ó subsistema e instrumentos juntos al sistema) y el aseguramiento de que las unidades individuales se encuentran en armonía.

La *verificación*, es el proceso de determinación de que la parte, componente, subsistema, instrumento o sistemas cumplen con los requisitos específicos y operará apropiadamente en apoyo a la misión en varios ambientes, teniendo a su vez las siguientes:

- La *verificación del desempeño* puede ser acompañada de análisis, pruebas o una combinación de ambas. Un ejemplo de la verificación del desempeño para una prueba es la determinación de que un convertidor de analógico a digital transformará un voltaje analógico de algún parámetro medido hacia un número digital con una precisión requerida, mientras se encuentre sujeto a variaciones térmicas (ó de vacío térmico) así como a variaciones en la potencia (alimentación).
- La *verificación funcional* es un subconjunto de la verificación del desempeño e intenta demostrar que la unidad bajo prueba (por ejemplo, una parte, un componente o instrumento) continuará operando satisfactoriamente dentro de la especificación con sólo medir algunos parámetros bien escogidos.

La verificación funcional puede ser usada para acortar el tiempo total de la prueba. Por ejemplo, si es necesario que una unidad sea sujeta a varios ciclos térmicos para propósitos de escrutinio de fuerzas (stress screening) ambientales; sería apropiado el ejecutar la prueba de verificación del desempeño durante el primer y último ciclo así como ejecutar la prueba de verificación funcional durante el resto de los ciclos, sólo para asegurar que el tiempo no se desperdicia al continuar la prueba, si una falla ocurre en algún lugar entre el primer y el último ciclo.

3.1.3 VISIÓN GLOBAL DEL PROCESO DE DISEÑO.

3.1.3.1 DEFINICIÓN DE LA MISIÓN.

Dos contrastantes tipos de procesos de diseño con respecto a la fase de definición de la misión son: *investigación y desarrollo* (R&D) esto es, diseños únicos en su tipo y los *diseños orientados a producción*.

Típicamente los programas de R&D son caracterizados por el deseo de obtener más penetración hacia un fenómeno en particular que no es totalmente comprendido. Usualmente algo de urgencia se asocia a los programas R&D esto es, el diseño de sistemas-futuros puede depender del resultado del desempeño del programa de R&D y no se puede proceder sin estos resultados. Por la naturaleza de incertidumbre de los programas R&D, es potencialmente no costoso o prudente el consumo de tiempo, tratar de preparar una especificación detallada al principio del programa, debido a que el conocimiento se adquiere durante la ejecución del programa se requerirá unos cambios significativos en la dirección del programa.

Como consecuencia, solo los requisitos generales existen al inicio del programa de R&D, lo específico es usualmente decidido con la maduración del programa y al principio se acepta el riesgo asociado con la ejecución de un programa sin una especificación detallada.

De común acuerdo los ingenieros, científicos y el patrocinador ponen en discusión el propósito de la nave aeroespacial, la órbita, el vehículo de lanzamiento y el ambiente de la nave aeroespacial, los requisitos de compatibilidad electromagnética (EMC), los requisitos de seguridad, los aspectos de fiabilidad y de aseguramiento de la calidad además de los requisitos de documentación del programa. Como resultado de estas juntas o reuniones se realiza un plan de lo que será el programa maestro, un diagrama a bloques del sistema, la especificación del sistema (diseño, interfaces) y se desarrollan los requisitos de las pruebas como base para la guía del programa a través del resto de sus fases.

Una marca (milestone) a nivel programa se debe de establecer para proveer puntos de revisión en camino para asegurar que cuando todos los subsistemas e instrumentos estén ensamblados, sus interfaces estarán apropiadamente establecidas y los requisitos de la misión se encontraran satisfechos. Algunos de estas marcas (milestone) son revisiones mensuales regulares al programa para asegurar el progreso, pero más específicamente hay una serie de revisiones cuya intención es la de proveer evidencia de que los objetivos del diseño han sido logrados.

En contraste, los programas orientados a producción (por ejemplo, un sistema de comunicación de un satélite comercial) no llevarán tantas incertidumbres como el programa de R&D. Por lo contrario, requieren todos los elementos de planeación. Existen requisitos muy específicos y bien definidos que son prudentes y efectivos en costo. En este caso, una especificación bien definida resultará mejor y se tendrá ahorros considerables si se procuran varias naves aeroespaciales.

3.1.3.2 DISEÑO DE SISTEMAS Y SUBSISTEMAS.

El proceso de diseño de sistemas y subsistemas se ilustra en la figura 8. Durante *la fase de diseño del sistema* del programa, se desarrollan funciones detalladas para las interfaces eléctricas, mecánicas y térmicas entre los instrumentos y subsistemas de apoyo. Se deben seleccionar las partes y materiales para asegurar una operación altamente confiable de la nave aeroespacial en su ambiente de operación. Estas partes y materiales deben ser específicos para proveer resistencia a la radiación, deben tener baja gasificación (outgassing) para asegurar que las superficies sensibles de los sensores de instrumentación no están contaminados, deben ser ligeros en peso y fuertes, deben tener conductividades térmicas apropiadas.

Los componentes de los subsistemas e instrumentos son posicionados en la estructura de la nave aeroespacial para minimizar el volumen y las interconexiones de las guarniciones; para eliminar las interferencias mecánicas; para optimizar al máximo posible, las propiedades de masa de la nave aeroespacial desarrollada. El equipo de integración y prueba es una parte importante de este esfuerzo en el diseño del sistema y es su responsabilidad de ayudar a asegurar que todos los subsistemas e interfaces de los instrumentos están propiamente definidos, así que cuando la nave aeroespacial entre a la fase de integración, saldrán pocos problemas con la integración de los subsistemas mecánicos, térmicos y eléctricos, para que inicien las pruebas.

La fase de diseño de subsistema se basa en las definiciones de las interfaces que se acordaron en la fase de diseño del sistema. El trabajo empieza con el diseño detallado, la fabricación y la prueba de los subsistemas e instrumentos. Mientras que el diseño eléctrico de los subsistemas e instrumentos progresa, los diseños mecánicos, estructurales y térmicos de la nave aeroespacial proceden en paralelo; así que cuando el diseño eléctrico este completo, el paquete de diseño mecánico y térmico puede proceder. Se debe hacer notar que el proceso de diseño de sistemas debe ser interactivo, esto es, se deben mantener juntas frecuentes que incluyan a los diseñadores de los subsistemas, a los expertos de las partes y los materiales y al equipo de integración y prueba para discutir el desarrollo futuro y redefinir los acuerdos de las interfaces eléctricas, mecánicas y térmicas hechas al inicio del programa.

También es esencial que la operación del subsistema (por ejemplo, los diferentes modos o estados de operación en el cual pueda existir) deba ser bien definido y conocido, así el plan de operación de la nave aeroespacial en órbita por el equipo de operación de la misión pueda proceder con el aseguramiento de que la nave aeroespacial es capaz de realizar la misión para la que fue diseñada.

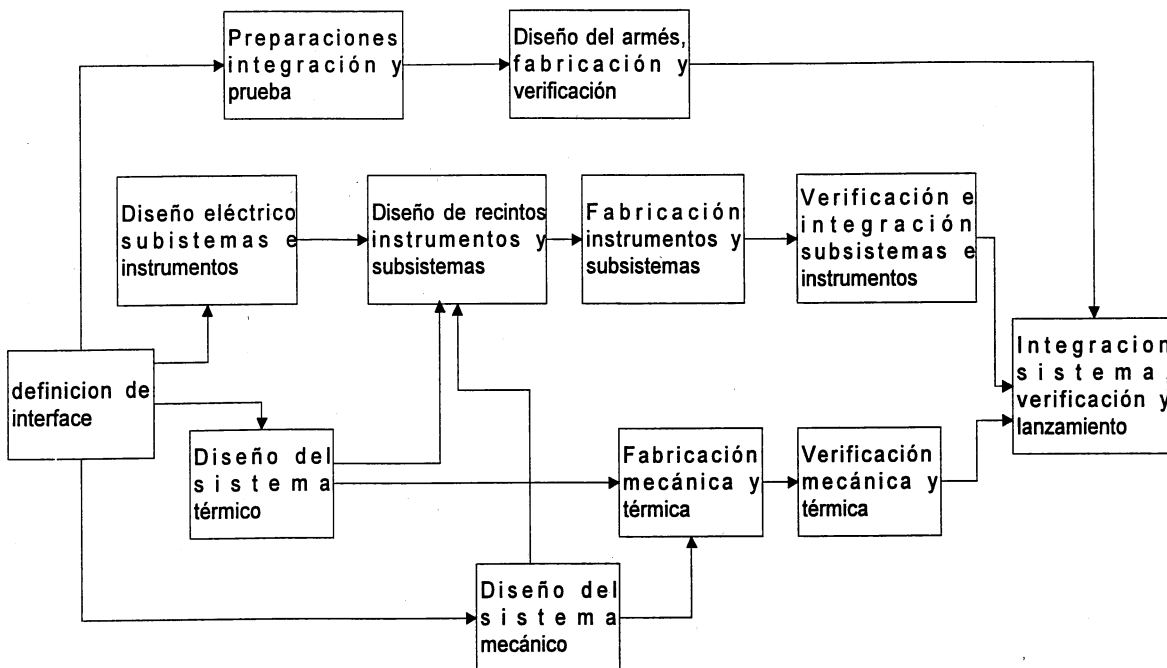


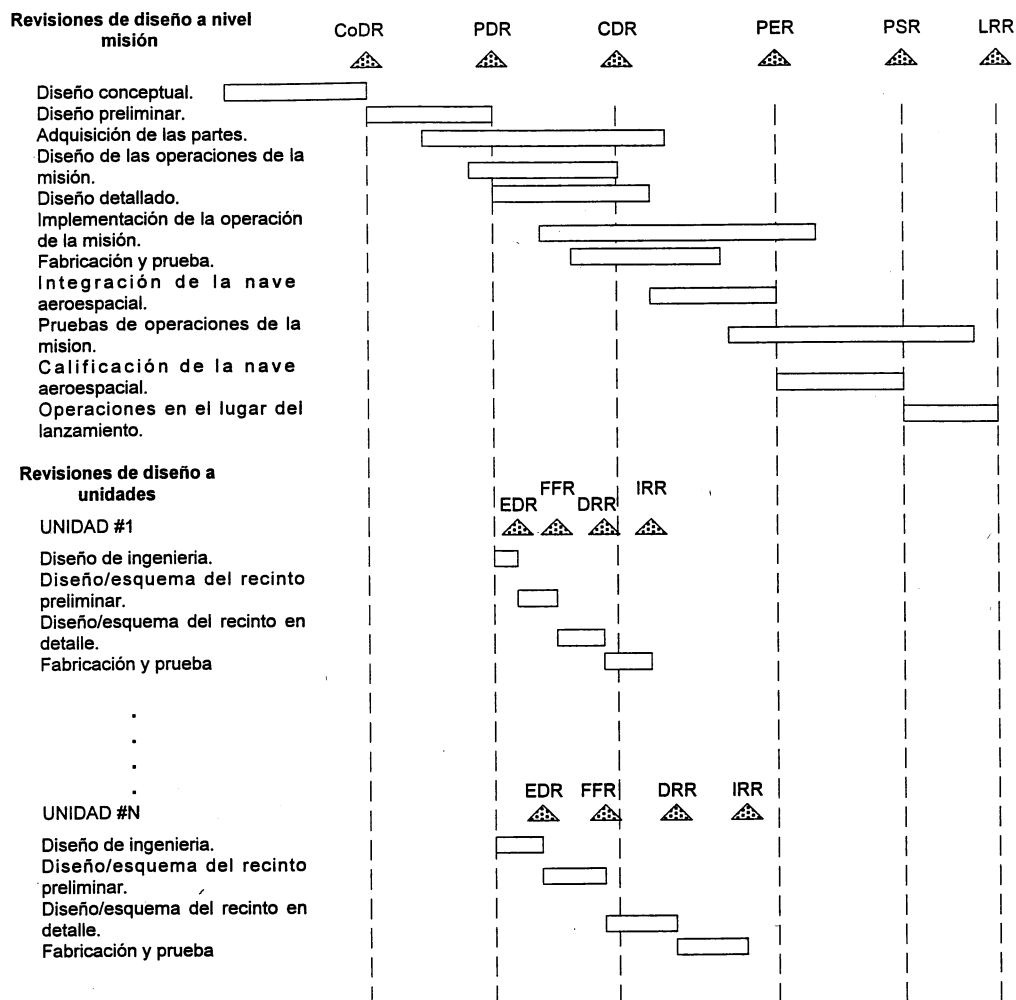
Figura 8. Diseño del flujo de un sistema y subsistema

Cada subsistema individual debe llevar unas series de revisiones y pruebas proyectadas a superficie que permitan la corrección de los errores y fallas en el diseño en puntos clave. Se debe comprender que la revisión no es la que corrige las fallas en el diseño, pero es el proceso de preparación para estas revisiones.

La intención de este capítulo es el de enfatizar el proceso de revisión específico con respecto a los subsistemas o instrumentos que serán parte del sistema de la nave aeroespacial. Esta relación es ilustrada, para un programa típico en la figura 9. Adicionalmente, la terminología puede variar con diferentes organizaciones, sin embargo, es el proceso el que debe ser enfatizado en lugar de la terminología.

La primera revisión de un subsistema o instrumento debe ser una *revisión de diseño de ingeniería* (EDR), la cual discute detalles de ingeniería en el diseño de subsistemas. Se deben de hacer EDRs tanto para los diseños eléctricos como para los mecánicos; aunque no es una lista exhaustiva, los siguientes elementos deben ser incluidos como mínimo:

- a) Presentación de los requisitos del subsistema;
- b) Para diseños eléctricos - discusión del diseño de circuitos eléctricos, análisis de fuerza para las partes eléctricas, tolerancia de radiación del diseño, simulaciones de diseño de los circuitos, requisitos de software/firmware, resultados de las pruebas en breadboards desarrolladas para la verificación de la operación del diseño sobre variaciones del voltaje y temperatura, requisitos de colocación de una parte especial o única, análisis de tiempos, identificación de las partes altamente disipativas, modos de operación, interfaces, etc.;
- c) Para diseños mecánicos - discusión de la función del dispositivo, análisis preliminar de fuerza, propiedades de los materiales, requisitos de entrega, análisis de campo de vista, zonas de exclusión de otros subsistemas, pruebas preliminares de ambiente o estructurales, tolerancia de radiación de componentes ópticos o materiales, propiedades de los sellos o baleros, requisitos térmicos, etc.;
- d) Resultados de área preliminar o estudios de esquema;
- e) Publicaciones de seguridad;
- f) Tratados considerados durante el diseño (por ejemplo, decisiones del tipo hacer - comprar, diseños alternativos, etc.);
- g) Planes de prueba y procedimientos.



Nota : CoDR = Revisión de diseño conceptual.
 PDR = Revisión de diseño preliminar.
 CDR = Revisión de diseño crítica.
 PER = Evaluación y revisión del programa.
 PSR = Revisión del pre-embarque.
 LRR = Revisión en la entrega para el lanzamiento.
 EDR = Revisión del diseño de ingeniería.
 FFR = Revisión de la viabilidad de la fabricación.
 DRR = Revisión de la entrega del diseño.
 IIR = Revisión de la prontitud de la integración.

Figura 9. Ilustración de las revisiones típicas al diseño del programa.

La segunda revisión importante es la *revisión de la viabilidad de la fabricación (FFR)* del diseño antes de que sea dejado para un esquema de detallado mecánico o de diseño del recinto eléctrico. Por la naturaleza del diseño mecánico, es prudente en muchos casos el de mantener la FFR concurrentemente con la EDR. En el caso de diseños eléctricos, algunos esquemas preliminares del diseño deben de estar acabados antes de sea sensato tener un FFR. En esta revisión, el diseñador y la organización que fabricará el diseño se darán una oportunidad para revisar su fabricación con respecto a las partes, los materiales, los procesos y las técnicas de fabricación. La intención de esta revisión es el de corregir los detalles que puedan resultar en una operación no confiable de la unidad.

La revisión de entrega del diseño (DRR) es hecha después del proceso de diseño de los esquemas en forma detallada para asegurar que todos sus aspectos son incluidos en el dibujo o diagrama del paquete de fabricación. Durante esta revisión, todos los participantes en el diseño esperan el poder certificar su disponibilidad para la fabricación con la expectativa de que se encontrarán pocas fallas durante las siguientes pruebas de ingeniería.

Después de la fabricación, cada subsistema debe sufrir una serie de pruebas de calificación antes de pasar a la fase de integración y prueba de la nave aeroespacial (los tipos de pruebas son discutidos con mayor detalle más adelante). Al término de las pruebas a los subsistemas, se debe de hacer una revisión de la prontitud en la integración (IIR) para discutir el desempeño de los subsistemas así como lo relacionado a las interfaces y las especificaciones de desempeño. Se debe de observar cualquier operación especial por el equipo de integración y prueba mientras que el subsistema esta en tierra.

Debe enfatizarse que la detección y corrección de errores y fallas en el diseño *antes* de la integración hacia la nave aeroespacial ahorrarán tiempo y reducirá el costo del programa. El costo en el programa de las revisiones en el diseño *tempranas en el programa* y las pruebas amplias antes de la integración es bajo con respecto al costo de soportar los retardos en la integración y en las pruebas a la nave aeroespacial para la corrección de los errores en el diseño de los subsistemas. Esto porque no solo el personal de la nave aeroespacial tendrá que estar presente durante estos retardos, si no también el personal relacionado con la misión como puede ser el equipo de operación de la misión, el equipo del vehículo lanzador y el equipo de análisis de ciencia (en el caso de un programa R&D). Los errores en el plan de lanzamiento también pueden afectar el lanzamiento de otros programas sin relación, causando el incremento del costo a ellos.

3.2 PLANEACIÓN PARA LA INTEGRACIÓN Y PRUEBA.

3.2.1 INTERACCIONES DE DISEÑO ELÉCTRICO.

Mientras el diseño de los subsistemas esta en proceso, el equipo de integración y prueba debe desarrollar más diagramas a bloques detallados (como el de potencia, el de flujo de la señal y los diagramas de tierras) y empezar el diseño del arnés de la instalación eléctrica y las tablas de las terminales que interconectarán todos los subsistemas eléctricamente. La asignación de los comandos y de la telemetría de ingeniería, la cual será usada para operar y evaluar la salud de la nave aeroespacial durante las pruebas en tierra y en órbita, debe ser actualizada para una mejor comprensión de la operación del sistema.

En adición, se deben de iniciar el diseño y fabricación de simuladores de apoyo en tierra, basados en los requisitos de prueba definidos durante las definiciones de la misión, el diseño del sistema y las fases de diseño de los subsistemas. Se deben diseñar y fabricar simuladores para la operación segura de la nave aeroespacial durante la integración y sus posibles averías. Los simuladores para los subsistemas de potencia incluyendo fuentes de poder de laboratorio, cajas de fusibles, y una batería de trabajo que no este clasificada para vuelo, así como equipo acondicionado con baterías.

3.2.2 INTERACCIONES DE DISEÑO TÉRMICO.

El diseño térmico empieza en paralelo con el diseño de los subsistemas con un modelo analítico térmico aceptado de la nave aeroespacial. La información de este modelo se debe de proveer a los diseñadores de los recintos de los subsistemas para asegurar que el diseño se aplica a los componentes y a la nave aeroespacial para mantenerlos en órbita a la temperatura operativa correcta. Recíprocamente, como la información de los componentes disipativos de potencia se ha definido mejor, esta información debe ser retroalimentada para redefinir el modelo analítico térmico.

El modelo analítico térmico es la base usada por el ingeniero térmico para hacer el plan para el equipo térmico de apoyo en tierra requerido para las pruebas de los recintos individuales y para establecer los requisitos de prueba para cada recinto. Generalmente no es necesario el equipo térmico de apoyo en tierra durante la integración, porque el ambiente térmico puede ser más fácilmente controlado en tierra que en órbita. Ocasionalmente se pueden requerir unidades de enfriamiento portátiles que permitan una completa prueba a un subsistema en particular que tendrá un ciclo bajo de operación en órbita, pero que tendrá que ser operado bastante durante la integración. La planeación para el equipo mecánico de propósito especial de apoyo terrestre (mechanical ground-support equipment, MGSE) necesario para la simulación ambiental orbital durante las pruebas terrestres de vacío térmico, el cual verifica que el modelo analítico térmico representará el desempeño térmico de la nave aeroespacial en órbita, también procede en paralelo con el esfuerzo de diseño de la nave aeroespacial.

3.2.3 INTERACCIONES DE DISEÑO MECÁNICO.

El ambiente en el que se encontrará durante el lanzamiento se establece por el vehículo de lanzamiento que se usará. Basado en un modelo analítico supuesto de la estructura de la nave aeroespacial, se comienza un análisis de acoplamiento con el vehículo del lanzamiento definiendo las cargas y niveles esperados durante el lanzamiento. Se debe ejecutar el análisis de fuerzas de estructura de la nave aeroespacial basado en la información determinada por el análisis del acoplamiento del vehículo del lanzamiento, asegurando que esos límites del plan no se exceden. Se usa esta información con los datos previos de la prueba para determinar los requisitos del plan del recinto, así como los niveles a ser usados para la comprobación de la nave aeroespacial y los subsistemas en vibración aleatoria y senoidal, aceleración y golpe. Se deben rastrear estrechamente las propiedades de la masa (peso, centro de gravedad y momento de inercia) de la nave aeroespacial en desarrollo, para asegurar que la capacidad de peso a la entrega en el vehículo de lanzamiento para la órbita deseada no se excede y se debe ejecutar un análisis de la trayectoria. Si se reconoce de manera temprana en el paquete un problema de peso en el diseño de los subsistemas e instrumentos, será posible usar materiales cuyo peso es más ligero para la construcción de los subsistemas. (Generalmente los materiales más livianos son más caros en cuanto a material y costos industriales.)

3.2.4 REUNIONES TÉCNICAS DE INTERCAMBIO.

Las reuniones técnicas de intercambio (TIMs, también referidas a reuniones del grupo de trabajo) se deben tener con el equipo del sitio de lanzamiento, con el equipo del vehículo de lanzamiento, los equipos de ciencia y/o de instrumentos y con el equipo de operación de la misión para coordinar e informar con respecto a como el diseño de la nave aeroespacial se unirá con el vehículo de lanzamiento; cómo se realizará el control en órbita de la nave aeroespacial y en qué forma se transmitirán los datos de la nave aeroespacial a la tierra para más tarde ser procesada.

Estas TIMs sirven también para establecer interfaces más firmes con el fin de redefinir y finalizar el diseño además de los requisitos de prueba del programa. Los parámetros de la órbita asociados con la operación de la nave aeroespacial y los escenarios apuntados, determinan cómo se diseñaran los subsistemas térmicos y de potencia de ésta.

3.2.5 SISTEMA DE APOYO TERRESTRE.

El sistema de apoyo terrestre (GSS) es un equipo que se usa para integrar los subsistemas individuales en la nave aeroespacial completa u otro sistema. Se usa el GSS también para probar la nave aeroespacial integrada y finalmente determinar la prontitud en que la nave aeroespacial se desempeñará según las características técnicas a las que se diseñó y construyó.

El diseño del GSS que se usará durante la integración y prueba de la nave aeroespacial inicia con una comprensión completa de la misión, de los subsistemas e instrumentos de que se compondrá y de las características técnicas que la nave aeroespacial debe ejecutar una vez alcanzada su órbita. Esto significa que es necesario para el equipo de integración y prueba (y el diseñador del sistema GSS) el estar sumamente familiarizados con los subsistemas que componen la nave aeroespacial. Una manera efectiva en costo para el diseño y construcción del GSS es basarlo en equipo que ha sido usado para integrar y realizar las pruebas de desempeño a los subsistemas individuales e instrumentos antes de su entrega a la nave aeroespacial para su integración.

El equipo usado para integrar y probar un subsistema o instrumento previo a la entrega para la integración en la nave aeroespacial generalmente se refiere al equipo de apoyo terrestre (GSE) y se compone de GSE mecánico (MGSE) y GSE eléctrico (EGSE).

Se separa el MGSE en dos grandes categorías: los artículos que simulan ambientes y los artículos que facilitan su manipulación. Se desarrollan los MGSE de propósito especial como apoyo al ensamble, a la manipulación y al transporte de la nave aeroespacial durante las fases de integración, prueba y lanzamiento. Esto incluye las monturas especializadas únicas para el programa, unidades de carga - presurización, unidades de manipulación criogenicas, unidades de purga de gases y recipientes de embarque. El MGSE de propósito general incluye grúas, elevadores, instalaciones para la alineación, instalaciones para los ambientes de vibración, de acústica, de impacto, las instalaciones para ciclado térmico y de vacío térmicos, de propiedades magnéticas, las instalaciones para las pruebas de EMC, las instalaciones anecoicas de radiofrecuencia y las instalaciones para la medición de las propiedades de la masa dinámica y/o estática. Este MGSE debe ser sometido a un programa de prueba para su comprobación antes de su uso para asegurar una manipulación segura de la nave aeroespacial.

El EGSE se desarrolla para estimular, probar y evaluar los subsistemas electromecánicos y eléctricos de la nave aeroespacial cuando se sujetan a los ambientes simulados creados por el MGSE. Algunos ejemplos de subsistemas que deben tener los EGSE individuales incluyen los de generación, almacenamiento y conversión de potencia eléctrica; los de determinación y control de la posición; los de manipulación, almacenamiento de datos, comando y telemetría; el de comunicaciones de radio frecuencia, el de propulsión y en el caso de una nave aeroespacial científica de R&D, los instrumentos científicos.

Una consideración importante en el diseño del GSS y el GSE individual son la validación y comprobación del hardware y software. Se derivan varios beneficios primarios de la formación del GSS del subsistema individual e instrumento del GSE:

- a) Obviamente, no es necesario el diseñar y construir el GSS desde el principio.
- b) El diseño del GSE individual descansa donde se encuentra la experiencia, esto es, con los subsistemas individuales e instrumentos y es por esto innecesario el duplicar esa especialización o experiencia al nivel de integración y prueba de la nave aeroespacial.
- c) El GSE individual será usado para integrar y probar sus subsistemas e instrumentos y por todo esto, el hardware y el software habrá sufrido un desempeño exhaustivo además de la validación para que la aprobación mínima del desempeño individual se requiera en la integración de la nave aeroespacial y a nivel de prueba.
- d) Todo lo anterior produce beneficios en cuanto a costo, horario y reducción del potencial de error en pruebas en la nave aeroespacial por prontitud de lanzamiento.

En la figura 10 se ilustra la función del GSS en su forma más básica. Aquí vemos que las cuatro funciones primarias son:

- 1.- Establecer las condiciones operativas de los subsistemas de la nave aeroespacial,
- 2.- La acumulación y el proceso de información de la nave aeroespacial que describe su desempeño en respuesta a varios estímulos,
- 3.- El proveer el ambiente simulado bajo el cual se debe evaluar la nave aeroespacial y
- 4.- El proveer un manejo seguro de la nave aeroespacial.

Esta figura no indica si se debe operar el GSS en un modo manual o automático aunque implica la comprobación en una forma de "lazo-cerrado" esto es, se aplica un estímulo, se observa una respuesta, se aplica otro estímulo y así sucesivamente. Como la complejidad de la nave aeroespacial aumenta, de cualquier modo, es esencial que se opere el GSS automáticamente para ejercitar las capacidades de cada subsistema e instrumento totalmente.

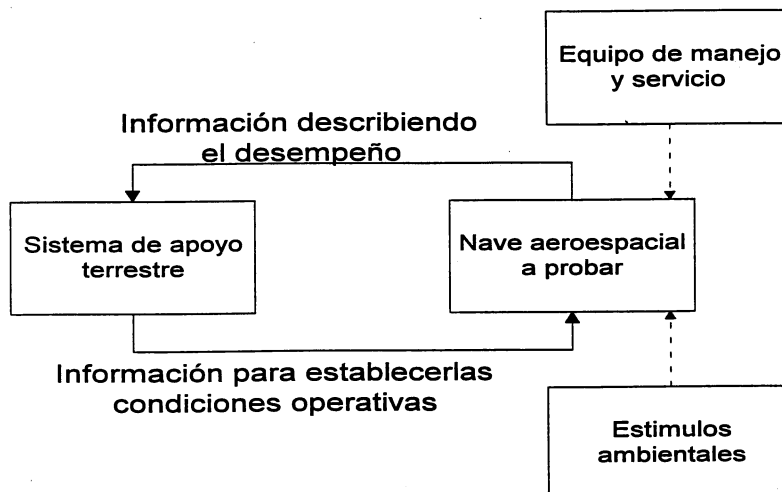


Figura 10. Diagrama a bloques de un sistema de apoyo terrestre básico

En la figura 11 se presenta un diagrama a bloques que se aplica tanto al GSE como al GSS. Incluye la adición de una computadora digital e indica, en un sentido genérico la manera en que las condiciones de operación de la nave aeroespacial, el subsistema o el instrumento se fijan y cómo la información acerca de su desempeño se recoge y evalúa.

En la figura 12 se provee una indicación más específica con respecto a cómo los subsistemas individuales e instrumentos GSE son conectados para formar el GSS. En estas configuraciones el operador controla la prueba mediante la comunicación por computadora vía un software de un lenguaje de prueba para generar los estímulos para la nave aeroespacial, los subsistemas o los instrumentos y medir su respuesta vía el equipo de interfaces. En un sistema propiamente diseñado, el operador puede introducir una sola instrucción en la computadora y obtener un resultado de esa instrucción que será desplegada en una pantalla de una terminal de despliegue de vídeo.

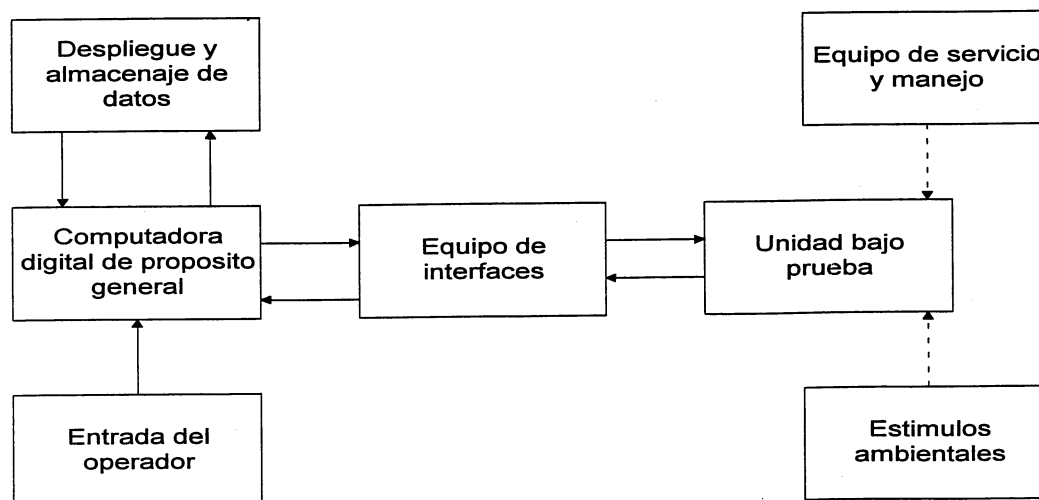


Figura 11. Diagrama a bloques (genérico) del equipo de apoyo terrestre y del sistema de apoyo terrestre.

Más importante, el operador puede provocar una serie de instrucciones a ser ejecutadas por la computadora y obtener respuestas de la unidad bajo prueba verificado automáticamente por la computadora y anotando o transfiriendo a una impresora, cinta magnética o almacenamiento de disco. La secuencia de prueba puede continuar con instrucciones subsiguientes, pausando sólo cuando se detecte una condición fuera de límite. Este método de funcionamiento permite que un sistema complejo se pruebe completamente usando la misma secuencia repetitiva cada vez que es sujeto a un nuevo ambiente y determinar cualquier tendencia que indique que su desempeño no es aceptable en el ambiente, en cuyo caso se debe efectuar una reparación.

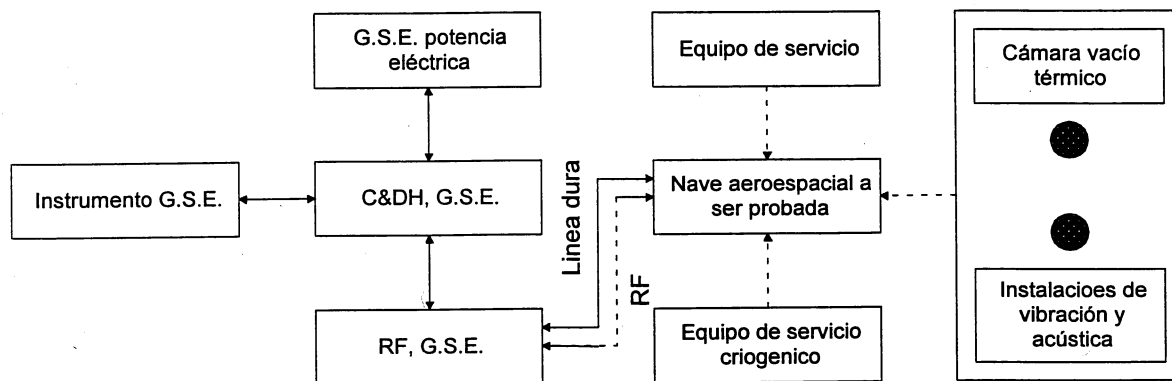


Figura 12. Diagrama a bloque expandido del sistema de apoyo terrestre.

3.2.6 MODELO MECÁNICO.

Se deben de diseñar y construir modelos mecánicos de las diversas estructuras de la nave aeroespacial. Las especificaciones del programa dictarán la fidelidad y el número que serán requeridos. De acuerdo con su uso, intención y tipos de modelos se tienen:

- a) Modelo del arnés del cableado - requerido para determinar el enrutado de cables y su longitud durante la fabricación del arnés del cableado, tan satisfactorio como para determinar que no existen interferencias entre los subsistemas o instrumentos.
- b) Modelo de radiofrecuencia (RF) - requerido para permitir el diseño de las antenas de la nave aeroespacial. Es generalmente posible el construir una versión en escala de la nave aeroespacial de una hoja de metal en vez de duplicarla exactamente, de cualquier modo, esto depende de la frecuencia de operación y otras características de la misma.
- c) Modelo térmico - requerido para permitir a la ingeniería térmica el diseñar y fabricar cobijas térmicas, para estimular y planear la cantidad de material de capas térmicas requeridas para dar a la nave aeroespacial las características térmicas propias que permitan el diseño y fabricación de un simulador térmico que se use en pruebas de vacío térmico.
- d) Modelo de la interfaz con el vehículo de lanzamiento - Para asegurar que la nave aeroespacial encaje dentro de los constreñimientos del vehículo de lanzamiento, se puede requerir un modelo térmico/mecánico de la interfaz del vehículo. Sería posible el formar un modelo de la interfaz del vehículo mediante la combinación de otros modelos de la nave aeroespacial; de cualquier modo, si el programa requiere una verificación de encaje temprana, sería necesario el construir un modelo totalmente especializado para este propósito.
- e) Prototipo(s) de prueba mecánico - para verificar los análisis de fuerzas y determinar que existe un margen adecuado en el diseño, sería necesario el fabricar prototipos de alta fidelidad de la nave aeroespacial, de los subsistemas o de la estructura de los instrumentos para sujetar la unidad a niveles de vibración o acústica por encima de los esperados en ambientes de lanzamiento y de órbita.

3.2.7 ORDEN DE INTEGRACIÓN.

Dos consideraciones básicas que determinan el orden de integración son la función y la accesibilidad. Generalmente, se requieren primero las plataformas, las instalaciones de manejo y las estructuras de vuelo mecánicas, así como el arnés y las tarjetas de las terminales para ser montadas y probadas para la preparación de la entrega de los subsistemas, los instrumentos y su GSE (el cual formara parte del GSS). Desde el punto de vista de función, es generalmente necesario el integrar el subsistema de potencia eléctrica y su GSE. Con respecto a la accesibilidad, el orden de integración se puede establecer por la creación de una "vista explotada" de la nave aeroespacial.

Una vez que el orden de integración es establecido, las fechas de entrega requeridas deben de ser retroalimentadas al plan del programa maestro, junto con estimados de tiempo requeridos para el diseño, los recintos y la fabricación de los subsistemas e instrumentos, para que se puedan encausar recursos de mano de obra en las áreas que son más críticas para integrar la nave aeroespacial a tiempo. Esta retroalimentación de información del programa a menudo da como resultado una decisión para la construcción de un prototipo de no vuelo de una unidad que está en una trayectoria crítica así la integración y la familiarización con la nave aeroespacial no producirán un estancamiento por falta de este subsistema crítico.

En el caso de los subsistemas eléctricos e instrumentos, este prototipo de no vuelo puede tomar la forma de la tarjeta del recinto o el del modelo de ingeniería. Una tarjeta del recinto tendrá las características eléctricas idénticas al subsistema de vuelo, pero probablemente no se parecerá en nada a la versión del recinto mecánico que será entregado para la integración final.

Un modelo de ingeniería usualmente se formará, encajará y funcionará como el modelo de vuelo, excepto que las partes de alta fiabilidad no serán usadas para ensamblar la unidad y no sufrirá todas las pruebas rigurosas e inspecciones que la unidad de vuelo recibirá.

Otra técnica que puede reducir el riesgo del programa son las pruebas de compatibilidad de las interfaces (mecánicas y eléctricas) con instrumentos que han sido proveídos por organizaciones externas a la organización integrante. La intención de las pruebas de compatibilidad de las interfaces es la de descubrir inconsistencias y errores que pueden ser corregidos antes de que los instrumentos hallen iniciado su secuencia de prueba y calibración. Para esta alternativa viable, la integración debe de haber progresado al punto donde la estructura de la nave aeroespacial y los subsistemas eléctricos estén disponibles para estas pruebas. Para la verificación de las interfaces mecánicas, las "plantillas de barrenado" son medios efectivos para la transferencia de información de la interfaz.

3.3 INSTALACIONES DE INTEGRACIÓN Y PRUEBA.

3.3.1 PROGRAMACIÓN DE LAS INSTALACIONES.

En adición a las actividades descritas debe ocurrir una planeación para las instalaciones de integración y prueba. Generalmente, las instalaciones que pueden integrar y probar sistemas espaciales de gran escala no es abundante por los aspectos únicos de estos sistemas, su bajo uso y costos de mantenimiento altos. En el caso de las instalaciones de lanzamiento, todo está bajo el conocimiento de unas cuantas agencias. La planificación de uso de estas instalaciones es uno de los problemas de logística encontrados por el equipo de integración y prueba. La planeación detallada mostrando el orden en que los subsistemas e instrumentos son requeridos para su integración y el orden en que se ejecutarán las pruebas es la base para reservar las instalaciones en el tiempo apropiado. Es importante que todos los participantes en la integración y en el proceso de pruebas este enterado de esta información y que claramente entiendan los efectos de un retardo en la entrega de un subsistema o instrumento.

3.3.2 LIMPIEZA DE LAS INSTALACIONES.

En situaciones donde es necesario el evitar la contaminación en los instrumentos sensibles, la nave aeroespacial debe ser ensamblada y probada en un ambiente donde la humedad, la temperatura y el contenido de hidrocarbano se mantengan dentro de los limites establecidos por los fabricantes de los instrumentos. En la tabla 10 se citan definiciones de niveles permitidos de limpieza en las instalaciones de cuarto limpio según el estándar FED-STD-209D.

Es necesaria la adhesión rígida a éstos requisitos estrictos de limpieza, de cualquier modo, para otras situaciones sería apropiado el examinar la limpieza con respecto a costo y al realismo esto es, sería prohibitivamente caro el ensamblar y probar todos los subsistemas e instrumentos en un ambiente que sería esencialmente sólo para los instrumentos. Las instalaciones portátiles pueden ser una alternativa viable. La línea de fondo es que esos requisitos de limpieza para la nave aeroespacial se deben examinar cuidadosamente para que el costo y el plan no estén comprometidos.

Tabla 10. Limites de Clase para instalaciones con cuarto limpio.

Clase	Tamaño de la partícula medida(mm) ^α				
	0.1	0.2	0.3	0.5	5.0
1	35	7.5	3	1	NA
10	350	75	30	10	NA
100	NA	750	300	100	NA
1,000	NA	NA	NA	1,000	7
10,000	NA	NA	NA	10,000	70
100,000	NA	NA	NA	100,000	700

Nota: Las concentraciones de partícula limite mostradas son definidas para propósitos de clase y no necesariamente representan el tamaño de la distribución encontrada en cualquier situación particular. NA = no aplica
^α= Partículas permitidas por pie cubico de tamaño igual a o mayor que los tamaños de partículas mostradas (mm).

3.3.3. INSTALACIONES PORTÁTILES.

En un evento en que las instalaciones con características apropiadas no están disponibles para algunas actividades de prueba e integración se deben de hacer provisiones para proveer un ambiente portátil mientras opere dentro de las instalaciones. Algunos ejemplos de ambientes portátiles son: una purga gaseosa de nitrógeno seco gaseoso en los instrumentos para remover cualquier efecto de humedad o productos de gasificación (outgassing) en óptica ú otras superficies sensibles; una tienda de cuarto limpio portátil y/o recinto para encerrar porciones sensibles de la nave aeroespacial para mantener algunos niveles de contaminación particulares con respecto a ciertos limites requeridos.

3.3.4 TRANSPORTACIÓN.

Dependiendo del tamaño de la nave aeroespacial y de los requisitos de la prueba, puede ser necesario el transportar la nave aeroespacial entre las instalaciones de integración y prueba. Si es así, los equipos de integración y prueba se deben hacer preguntas tan mundanas como: ¿Encajará la nave aeroespacial en tránsito bajo todos los puentes entre los destinos y, además, está dentro de la carga limite de cualquier puente que deba cruzar?. A la terminación de la secuencia de prueba, se debe de enviar la nave aeroespacial al sitio de lanzamiento para las preparaciones finales y la unión con el vehículo de lanzamiento. En todos los casos, se requiere un recipiente o contenedor de embarque y se deben hacer los arreglos de embarque tal que la nave aeroespacial resida en un ambiente seguro y limpio todo el tiempo durante el tránsito entre las instalaciones y el sitio de lanzamiento.

3.4 CONSIDERACIONES PARA EL PROGRAMA DE VERIFICACIÓN.

3.4.1 RAZÓN Y SUCESIÓN DE LAS PRUEBAS.

La verificación y prueba al nivel de componente, subsistema y sistema son una extensión del escrutinio de las fuerzas ambientales (Environmental Stress Screening, ESS) iniciado al nivel de parte (obsérvese el capítulo 2, "fiabilidad y aseguramiento de la calidad"). Se debe tener cuidado para asegurar que las unidades sometidas a pruebas no sean sobrecargadas, mientras que al mismo tiempo la carga ambiental aplicada debe ser lo suficiente como para descubrir las fallas en el diseño y las deficiencias en la fabricación. Para asegurar que las unidades frágiles están identificadas tan pronto como sea posible y para proveer un margen en el diseño, los niveles de escrutinio de las fuerzas ambientales ESS son generalmente más severos en los niveles tempranos de verificación esto es, los niveles de ESS aplicados a las partes son más severos que aquellos aplicados a los componentes y a los subsistemas, y aquellos aplicados a los componentes y subsistemas son más severos que aquellos aplicados al nivel de sistema.

En casos donde una extrema alta confiabilidad se requiere o la nave aeroespacial va a ser lanzada con un vehículo espacial tripulado, se deben construir un prototipo y una nave aeroespacial de vuelo y deben ser probados a diferentes niveles. El prototipo recibirá las *mismas pruebas* que la nave aeroespacial de vuelo, la diferencia en las pruebas que se hagan es la severidad de los niveles y los tiempos de exposición, que serán mayores en el prototipo para ganar certidumbre en los márgenes de diseño que existen de la nave aeroespacial. Más aún, en acuerdo con la filosofía presente, no existe tiempo ni dinero que permita la fabricación y prueba de prototipos y nave aeroespacial de vuelo. Un compromiso razonable es el de construir y probar una nave aeroespacial de *protovuelo* con los componentes de los subsistemas críticos seleccionados construidos como repuesto. Se prueba la nave aeroespacial de *protovuelo* en el nivel y tiempos de exposición que caen entre los esperados para vuelo y los definidos para el prototipo, esto para proveer una comprobación del margen del diseño.

Para casos donde las cargas útiles son de alto riesgo y bajo costo deben por naturaleza, estar diseñadas y fabricadas usando partes con niveles de confiabilidad menores, de cualquier modo, para asegurar el éxito de la misión, es prudente el considerar un proceso de verificación en paralelo con algunas consideraciones, en una misión de alta fiabilidad y largo plazo.

Generalmente la secuencia de pruebas que se sigue es debido a las siguientes razones: aquellas pruebas donde se juzgue con mayor probabilidad que la nave aeroespacial tenga que ser desensamblada si existiera un mal funcionamiento durante la ejecución temprana de la prueba. Al último se realizan las pruebas de vibración, de acústica y de vacío térmico debido a que la nave aeroespacial se le expondrá a estos ambientes (en ese orden) en el viaje a su órbita. Un beneficio adicional asociado con esta secuencia es que ayuda a descubrir problemas inducidos debido a las pruebas de vibración o acústica. En la tabla 11 se presenta una lista de verificación de pruebas, resumida por disciplina.

3.4.2 PLANES DE PRUEBA Y PROCEDIMIENTOS.

Los planes de prueba y procedimientos son un método efectivo de comunicación y deben ser preparados cuidadosamente así las pruebas a las que se someterá la nave aeroespacial estarán claramente comprendidas y la nave aeroespacial y sus subsistemas operarán en un modo seguro mientras se someten a la secuencia de pruebas.

Las actividades que constituyen la integración y prueba comprenden las operaciones peligrosas (por ejemplo, las operaciones de manejo criogenico, las operaciones de radiación de radiofrecuencia, entre otras). Cuando se realizan estas actividades, la comunicación entre los diseñadores participantes de los subsistemas y la de los instrumentos es extremadamente importante, tanto para los aspectos de seguridad como de planeación. Es importante que todo el personal envuelto este enterado de la secuencia de los eventos asociados con las actividades de integración y prueba, seria apropiado incluir un diagrama de flujo similar al que se muestra en la figura 13 en los planes de prueba.

Tabla 11. Resumen de pruebas de verificación.

Eléctrico	
Verificación del desempeño (incluyendo variación en la fuente de alimentación)	Verificación funcional
Radiación	
Dosis total	Perturbación de un evento
Estructural y mecánico	
Estudio modal	Golpe mecánico
Cargas estáticas	Perfil de presión
Aceleración	Función mecánica (despliegue)
Vibración senoidal	Prueba de vida
Vibración aleatoria	Propiedades de masa
Acústicas	
Compatibilidad electromagnética y magnética	
Emisiones conducidas	Susceptibilidad radiada
Emisiones radiadas	Propiedades magnéticas
Susceptibilidad conducida	
Térmico	
Fuga	Balance térmico
Ciclado térmico	Temperatura - humedad
Ciclado vacío térmico	Cocinado (Bakeout)

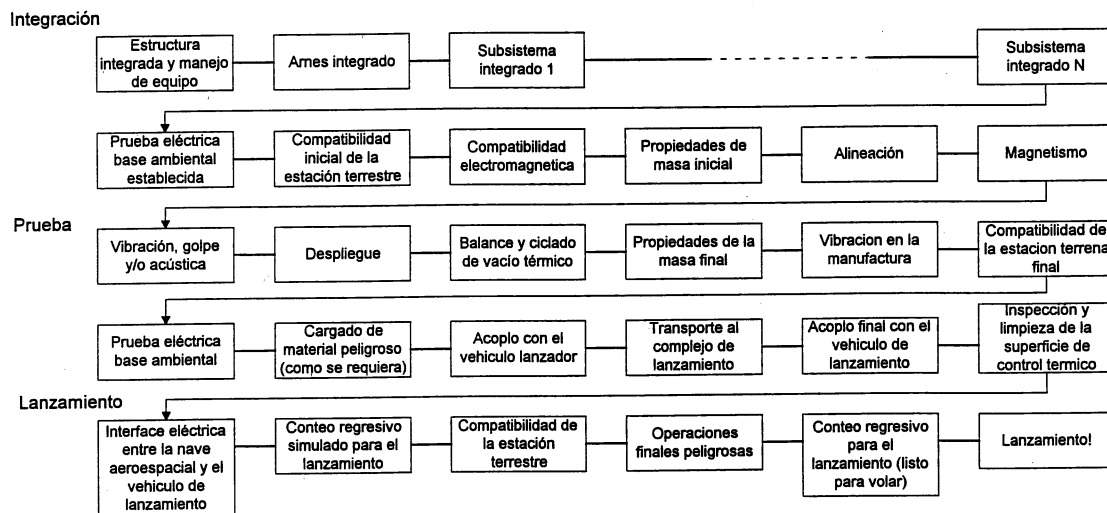


Figura 13. Flujo de integración y prueba.

3.4.3 PRUEBAS AL NIVEL DE SUBSISTEMA.

Los subsistemas y sus componentes son probados para descubrir y corregir cualquier defecto de diseño y fabricación antes de que los componentes sean integrados. Para reiterar las fallas durante la integración y prueba pueden introducir retardos en el programa y como consecuencia agregar un costo adicional al programa. Las siguientes pruebas discutidas se muestran en orden de recomendación que descubrirán problemas tan temprano como sea posible para evitar un re-trabajo costoso y un consumo de tiempo. El requisito actual para la prueba y los límites de la prueba se define como un resultado de la fase de definición de la misión y los requisitos de diseño típicamente, cada programa tiene requisitos únicos.

3.4.3.1 CAMPO MAGNÉTICO INICIAL.

La nave aeroespacial que transporte instrumentos sensibles para la medición de los campos magnéticos requiere que los componentes o subsistemas sean probados para asegurar que los campos magnéticos perdidos no interfieran con ninguna capacidad de los instrumentos para medir correctamente el campo magnético en órbita. (A menudo esto se cumple especificando que las partes y materiales electrónicos no sean magnéticos). Donde sea necesario, se deben desarrollar algunas pruebas tempranas a otras unidades para determinar los efectos de aquellas unidades en el dipolo magnético de la nave aeroespacial. En otros casos donde los instrumentos de campo magnético en la nave aeroespacial no son sensibles en particular, sería apropiado el desarrollar un análisis para determinar que las otras unidades no serán afectadas en su operación.

3.4.3.2 FUGAS.

Los componentes y subsistemas herméticamente sellados son probados para asegurar que permanecerán sellados durante las pruebas de vibración, acústica y de vacío térmico, ascenso al vehículo de lanzamiento y al vacío espacial.

3.4.3.3 LÍNEA BASE DEL AMBIENTE ELÉCTRICO.

Después de que las pruebas eléctricas iniciales se han desarrollado para depurar el hardware, el software y los procedimientos de prueba, se debe desarrollar una prueba completa para la verificación del desempeño eléctrico a presión, temperatura y humedad ambiental. La unidad debe ser probada con los voltajes nominales de alimentación más altos y más bajos esperados que serán generados por el subsistema de potencia eléctrica de la nave aeroespacial.

3.4.3.4 COMPATIBILIDAD ELECTROMAGNÉTICA.

Se deben de desarrollar pruebas de compatibilidad electromagnética (EMC) a los subsistemas y sus componentes tan pronto como sea posible para identificar cualquier área problemática que mantendrá al subsistema o componente de ser compatible con otros y corregir aquellos problemas antes de la fase de integración. Los estándares MIL-STD-461 y 462 con requisitos hechos a la medida, son los documentos generalmente aceptados que controlan la conducta de las pruebas EMC.

3.4.3.5 ALINEACIÓN ÓPTICA Y MECÁNICA.

Todos los subsistemas con óptica que se encuentra auto contenida deben ser sujetos a alineación óptica a presión, temperatura y humedad ambiental. Los componentes a ser usados como referencias de determinación de la posición y control deben tener superficies de referencia establecidas.

3.4.3.6 PROPIEDADES DE MASA.

En la mayoría de los casos, los componentes y subsistemas necesitan solo ser pesados. Para los subsistemas mecánicos complejos, sin embargo, es necesario el medir los momentos de inercia y los centros de gravedad.

3.4.3.7 TEMPERATURA.

Los componentes y subsistemas deben estar sujetos a diversos ciclos de temperaturas alta y baja en una cámara térmica (no de vacío) para inducir trabajo térmico a las conexiones eléctricas vía una expansión diferencial térmica entre los materiales diferentes y medir su desempeño bajo variables combinadas de temperatura y voltajes de alimentación de entrada.

Para los componentes con una gran masa térmica se debe permitir un tiempo suficiente para estabilizarse a los extremos para asegurar que en la prueba se midió su desempeño apropiadamente. El procedimiento de verificación de la línea base del desempeño eléctrico (o el procedimiento de verificación funcional apropiado) se desarrolla en cada pico de temperatura y se compara con la línea base del desempeño eléctrico ambiental.

3.4.3.8 VIBRACIÓN.

Cada componente y subsistema es sujeto típicamente a vibración en sus tres ejes y a vibración aleatoria conforme a los niveles definidos por el programa, esto claro con potencia eléctrica o alimentación aplicada. Los requisitos para exponer la unidad a vibración con potencia aplicada son basados en experiencias previas, que han mostrado que esta es una técnica valiosa para determinar los procesos industriales marginales. El procedimiento de verificación de la línea base del desempeño eléctrico (ó abreviado, el procedimiento de verificación funcional) debe ser desarrollado entre cada eje de la vibración expuesta y para descubrir las situaciones potenciales marginales, la alimentación debe ser monitoreada durante los periodos de vibración.

3.4.3.9 GOLPE MECÁNICO Y ACÚSTICO.

Las pruebas de golpe mecánico y acústico se desarrollan en una base de caja por caja, dependiendo del componente o subsistema y los requisitos del programa. Las pruebas acústicas primariamente requeridas son a las unidades que tienen grandes áreas y baja masa o ventanas y membranas de capa delgada. Las pruebas de golpe son particularmente apropiadas si el componente va ser expuesto a eventos de golpe auto generados o si va a ser colocado donde recibirá golpes significantes de otros eventos y se juzga el de ser susceptible a ese evento.

3.4.3.10 ACELERACIÓN.

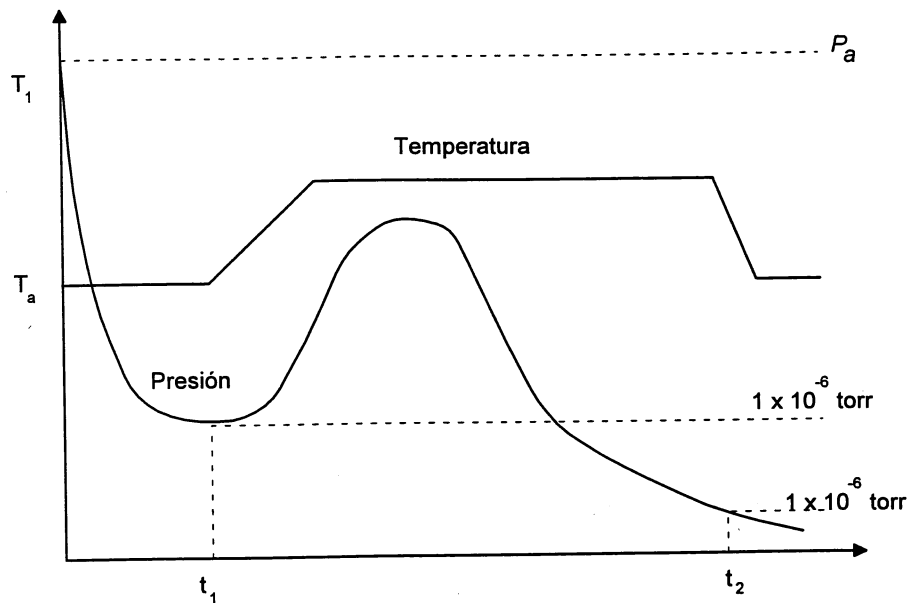
Las pruebas a los componentes y subsistemas usualmente pueden ser satisfechos por exposición a los ambientes mecánicos alternos, cuando es impráctico la exposición de ellos directamente a aceleración. Las pruebas de carga estática o vibración senoidal pueden remplazar pruebas de aceleración para demostrar que los márgenes de diseño son adecuados.

3.4.3.11 VACÍO TÉRMICO.

Las pruebas de vacío térmico se desarrollan para demostrar la capacidad de los componentes o los subsistemas a operar en el vacío espacial, para los componentes y los subsistemas que tienen alto poder disipativo denominado "punto caliente" (hot spot) esto con la finalidad de determinar que el diseño térmico es apropiado. Si la unidad tiene fuentes de alimentación de alto voltaje que estarán encendidas durante el lanzamiento, deberán de estar encendidas y monitoreadas para asegurar que no existen descargas de corona, por ejemplo, que no existan arcos eléctricos.

3.4.3.12 HORNEADO DE VACÍO TÉRMICO.

En los programas donde las naves aeroespaciales requieren niveles por encima de lo normal de limpieza, se desarrolla un horneado de vacío térmico a los componentes y a los subsistemas con las más altas temperaturas permitidas para remover las partículas contaminantes de gasificación dejados en las operaciones de fabricación y prueba. El horneado es normalmente desarrollado durante las pruebas a subsistemas así como a los componentes o subsistemas (por ejemplo, las baterías) de cualquier nave aeroespacial que no pueden resistir horneado a alta temperatura; un horneado a baja temperatura requiere de un tiempo considerable para remover los contaminantes dejados por el proceso de gasificación. Un ejemplo del proceso de horneado se da en la figura 14.



Nota: Cuando el vacío de 5×10^{-6} torr es alcanzado a la temperatura inicial T_a (usualmente temperatura ambiente), el contenido de la cámara es calentado a la temperatura de horneado T_1 (limitado por la temperatura máxima del componente), empezando a tiempo t_1 . Cuando la temperatura es incrementada, la tasa o razón del contenido de gasificación y por lo tanto la presión total de la cámara se incrementa. La temperatura elevada es mantenida hasta que la presión total de la cámara es reducida a 1×10^{-6} torr o menos, mostrado en esta gráfica a tiempo t_2 .

Figura 14. Perfil general de tiempo-temperatura-presión de la prueba de horneado de vacío térmico.

3.4.4 PRUEBAS A NIVEL NAVE AEROESPACIAL.

Como se indicó en la sección 3.3.2, una vez que la nave aeroespacial ha completado la fase de integración, se sujeta a varias pruebas para determinar la disponibilidad para el lanzamiento. La nave aeroespacial debe estar en su configuración de vuelo con todos los subsistemas integrados; algunas excepciones son consideradas cuidadosamente en una base de caja a caja. Por ejemplo, es apropiado el usar el simulador del arreglo solar durante las pruebas de vacío térmico para simular la entrada del arreglo solar para el subsistema de potencia. Como se manifestó para las pruebas a subsistemas y/o componentes, los requisitos para prueba y los límites de prueba son típicamente únicos para cada programa.

3.4.4.1 LÍNEA BASE PARA AMBIENTE ELÉCTRICO.

Esta prueba tiene punto de referencia para determinar el desempeño apropiado de la nave aeroespacial a través de todas las otras pruebas. Se desarrolla a presión, temperatura y humedad ambiental. Un simulador del arreglo solar es usado para simular la salida de él o los arreglos de celdas solares para el sistema de control de carga de la batería. Usando un simulador del arreglo de las celdas solares, el subsistema de control de carga de la batería es ejercitado para producir los voltajes de ducto mínimos, máximos y nominales esperados en órbita, simulando el intervalo de 100% de iluminación solar a 100% de eclipse. Cada instrumento y subsistema es medido durante cada operación funcional del subsistema de control de carga de la batería.

3.4.4.2 COMPATIBILIDAD DE LA ESTACIÓN TERRENA.

Esta prueba debe ser llevada a cabo para verificar que la estación de control terrestre puede conectarse apropiadamente con la nave aeroespacial. Las secuencias operacionales de los comandos deben ser enviados a la nave aeroespacial para poner su modo operacional como modo real y los datos transmitidos de la nave aeroespacial en órbita son recobrados y checados para asegurar que el software de la estación de control terrestre está diseñado y son codificados -

decodificados apropiadamente. Es usualmente deseable el desarrollar esta prueba a menudo como sea posible para permitir la corrección de incompatibilidades en el hardware y software de la estación terrestre operacional.

3.4.4.3 COMPATIBILIDAD ELECTROMAGNÉTICA.

Para determinar la compatibilidad entre los subsistemas y sus márgenes, la nave aeroespacial de ser sometida a una prueba de compatibilidad electromagnética (EMC). En determinados casos la nave aeroespacial no puede requerir una prueba formal basada en alguna especificación del tipo MIL-SPEC-EMC, pero contaría con pruebas de auto-compatibilidad, donde el interés primario es si la nave aeroespacial tendrá interferencia eléctrica consigo mismo. La prueba de auto-compatibilidad se desarrolla con la nave aeroespacial en configuración de lanzamiento y de órbita. Una parte importante de la prueba de EMC es la clara comprensión del ambiente en el lugar de lanzamiento y es apropiado el considerar la exposición de la nave aeroespacial a los niveles y frecuencias que podrán ser esperados en el área de lanzamiento.

3.4.4.4 PROPIEDADES DE MASA INICIAL.

Se deben hacer un juego de mediciones de las propiedades de masa inicial de la nave aeroespacial para obtener una indicación temprana de la cantidad y colocación del balance de pesos que puedan ser requeridos para determinar el desempeño en órbita. Esta también es la primera oportunidad para evaluar las predicciones que han sido usadas en las propiedades de masa hasta este punto y checar su exactitud.

En el caso de vehículos de lanzamiento que son diseñados para ser estabilizados por giro en algún punto en la secuencia de lanzamiento, la determinación de los balances de pesos y su ubicación es un precursor al balance por giro con el vehículo de lanzamiento.

3.4.4.5 ALINEACIÓN MECÁNICA Y ÓPTICA.

Para determinar la relación entre los sensores de instrumentación y el subsistema de posición de la nave aeroespacial, se desarrolla una prueba de alineación. Este conocimiento es necesario para determinar la posición de la nave aeroespacial en órbita y después para la reducción de datos de los sensores de instrumentación.

3.4.4.6 MAGNETISMO.

El dipolo magnético residual de la nave aeroespacial se debe medir (y en algunos casos ajustar lo más cercano a cero), así no afectará a los sensores magnéticos de la nave aeroespacial. Las naves aeroespaciales que contienen un subsistema de torque magnético deben tener las características del subsistema de torque medido para que se puedan quitar los efectos en el magnetómetro, en órbita. Finalmente se debe autocalibrar el subsistema del magnetómetro.

3.4.4.7 VIBRACIÓN, GOLPE MECÁNICO, ACÚSTICA Y ACELERACIÓN.

Para validar los análisis de acoplamiento y simular los ambientes durante el ascenso, la nave aeroespacial es expuesta a los niveles y duraciones de las fuerzas apropiadas con todos los subsistemas operando como lo estarán durante el lanzamiento. Dependiendo de su tamaño y peso la nave aeroespacial debe ser sometida a vibración senoidal y aleatoria como sustituto para las pruebas acústicas. Las pruebas de golpe validan el desempeño del sistema con respecto al motor de ignición de la nave aeroespacial, así como la parte de expulsión y separación de la nave aeroespacial del vehículo de lanzamiento. También será necesario el desarrollar pruebas de aceleración para verificar la capacidad de la nave aeroespacial a resistir una combinación de cargas estáticas y dinámicas, aunque es apropiado el considerar la verificación con respecto a la aceleración a una fase más temprana de pruebas mediante la ejecución detallada de un análisis de fuerzas combinado con las pruebas de cargas estáticas sobre el modelo de prueba mecánico.

3.4.4.8 DESPLIEGUE.

Las pruebas de despliegue toman lugar después de la secuencias de pruebas de vibración, golpe mecánico, acústica y aceleración para asegurar la función apropiada después de la exposición a los ambientes de lanzamiento simulado. La compensación de gravedad es requerida en algunos casos para validar los despliegues. En ciertas situaciones, las pruebas de despliegue también pueden servir para validar la nave aeroespacial y sus componentes para golpe, así como tendrán que ser disparados los dispositivos pirotécnicos para efectuar los despliegues. Se debe reconocer que algunos despliegues son imprácticos o prohibidos por los constreñimientos de los instrumentos en un ambiente de 1 g (gravedad). En estos casos, se debe conducir una prueba y un análisis completo en un prototipo completo o una parte de la unidad para asegurar que el despliegue ocurrirá confiablemente cuando la nave aeroespacial este en órbita.

3.4.4.9 VACÍO TÉRMICO

Las pruebas de vacío térmico consisten de dos partes: el balance térmico y el ciclado térmico. Algunos de los elementos que deben de ser considerados como parte de la prueba son la exposición a ciclos de temperatura de supervivencia, la operación de la nave aeroespacial con respecto a cuando debe ser apagada o encendida, niveles de temperatura, tasas de cambio, número de ciclos, etc.

El propósito de las pruebas de balance térmico es el verificar que el diseño térmico, basado en el modelo térmico analítico, mantendrá a la nave aeroespacial operando dentro de los límites de temperatura requeridos. Es esencial que la instrumentación sea colocada cerca de los puntos donde puedan ser correlacionados con el modelo analítico térmico para confirmar que el diseño es correcto. La nave aeroespacial debe ser colocada en varios modos de operación que podrán ocurrir en órbita y deberá alcanzar el equilibrio térmico para varias condiciones térmicas de entrada, basado en la posición y el porcentaje de luz solar que se predice existirá en órbita.

3.4.4.10 PROPIEDADES FINALES DE LA MASA Y EQUILIBRIO POR GIRO..

Se deben medir el peso, el centro de gravedad y los momentos de inercia. Si el vehículo de lanzamiento es estabilizado por giro durante la secuencia de lanzamiento, se ejecuta el equilibrio por giro para asegurar que la nave aeroespacial funcionará apropiadamente durante la ascensión y en órbita.

3.4.4.11 VIBRACIÓN DURANTE LA FABRICACIÓN (WORKMANSHIP VIBRATION).

La inclusión de la vibración durante la ejecución en el programa de verificación es opcional y típicamente depende del tamaño de la nave aeroespacial y de los requisitos únicos del programa. Se intenta su incorporación para identificar cualquier defecto que pueda ocurrir durante las diversas actividades de integración y prueba seguidas de exposiciones tempranas a ambientes (por ejemplo, si una unidad fue removida, reparada y es reinstalada después de las pruebas de vibración o de acústica). Los niveles y tiempos de exposición para esta prueba serán más bajos que aquellos requeridos para la comprobación inicial. Se desarrolla sólo antes del embarque al sitio de lanzamiento; si se ejecuta, la prueba es seguida por la prueba de línea base eléctrica completa.

3.4.5 PRUEBAS EN EL LUGAR DE LANZAMIENTO.

Después del arribo al lugar de lanzamiento, la nave aeroespacial es removida del contenedor de embarque y es completamente probada usando el procedimiento de línea base eléctrico. Se desarrolla el acoplamiento a la nave aeroespacial y las operaciones de balance requeridas, (por ejemplo, equilibrio final de giro). Todas las interfaces eléctricas entre el vehículo de lanzamiento y la nave aeroespacial son checadas y la pirotecnia es instalada. Se desarrollan pruebas de compatibilidad de radiofrecuencia entre la nave aeroespacial y el vehículo de lanzamiento y se cargan los materiales peligrosos.

Se debe instalar la cubierta de la carga útil (escudo para el calor). Finalmente, un conteo simulado se desarrolla usando el procedimiento actual que será usado el día del lanzamiento.

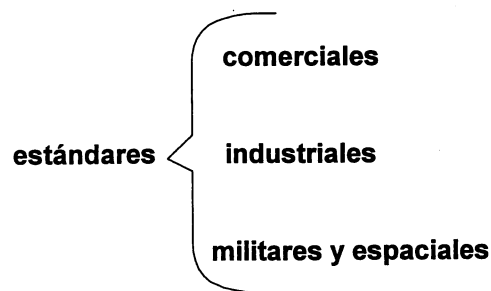
Aunque ésta discusión limitada de la comprobación en el sitio de lanzamiento parecería implicar que es relativamente simple su funcionamiento, realmente no lo es. Cada una de las acciones descritas arriba son consumidoras de tiempo y es potencialmente arriesgado su funcionamiento porque requiere de cuidado y cautela. En el día de lanzamiento, se deben de remover las cubiertas de protección de no vuelo y despliegue, se deben quitar los dispositivos para el cuidado de la pirotecnia como una parte del procedimiento de lanzamiento (conteo regresivo) y se debe hacer una comprobación final eléctrica para asegurar que es apropiado enviar la nave aeroespacial a su viaje y obtener una misión exitosa en el espacio.

CAPITULO 4. ESTÁNDARES PARA SISTEMAS ELECTRÓNICOS ESPACIALES.

4.1 INTRODUCCIÓN.

Los estándares son una serie de acuerdos conteniendo especificaciones técnicas, mandatos o requisitos hechos para establecer, documentar y efectuar una operación con la mentalidad de hacerla con un grado de calidad aceptable.

De aquí se desprende que la operación a desempeñar por el dispositivo o por el componente depende de las normas o estándares a las cuales se debe de sujetar para poder ser descrito como un producto de calidad, por esto existen diversos tipos de estándares los cuales se pueden dividir en tres ramas principales:



Los estándares comerciales e industriales son los que establecen las reglas o requisitos a que se deben de someter los dispositivos para que puedan tener un grado de calidad tal que permita su uso o venta por la población de un país. Dentro de los estándares que existen se encuentran los dictados por la ISO, la ANSI, la NEMA, la FCC, la IEEE; que son organizaciones que dictan las reglas a que deben de sujetarse los fabricantes para que sus dispositivos sean aceptados con un grado de calidad de nivel comercial o industrial, en México las instancias de gobierno establecen la NOM (Norma Oficial Mexicana) donde se determinan los requisitos que se deben satisfacer para el cumplimiento de los estándares de calidad mínimo, tanto para la industria como para el comercio.

Para los estándares militares y espaciales, las exigencias no las dictan otras organizaciones sino agencias de gobierno o especializadas en su ramo entre las que se encuentran el Departamento de la Defensa (Marina (NAVY) y Armada (ARMY)) de los Estados Unidos, la NASA, la ESA; como se menciono las exigencias son mayores debido a que por ejemplo dentro de los métodos de fabricación de algún dispositivo comercial varios factores son obvios mientras que en los militares no, aquí se especifican todos los parámetros que deben de satisfacer los dispositivos.

Los componentes electrónicos de calificación espacial utilizados en vehículos espaciales se fabrican en líneas de producción de alta confiabilidad las cuales cuentan con una amplia experiencia en procesos de manufactura tanto industrial como militar, asegurando con ello altos índices de desempeño. Esto lleva a que la disponibilidad de los componentes militares y espaciales no sea tan amplia como la de los dispositivos comerciales de uso cotidiano. En otras palabras, la diferencia básica entre la electrónica comercial y la espacial es que la primera se preocupa primordialmente de los costos y volumen, en tanto que la segunda se enfoca hacia la confiabilidad, modularidad y la tolerancia a fallas. Otras diferencias de la electrónica espacial se relacionan con el ambiente de operación, entre las que sobresalen la temperatura de operación y la tolerancia a la radiación entre otras.

A continuación se describirán dos de los estándares más comúnmente usados para la determinación o calificación de los dispositivos de grado militar, así como las pruebas mínimas de éstos estándares a las que se deben de someter los sistemas o componentes electrónicos para ser calificados con el de grado espacial.

Los estándares a describir son: MIL-STD-202 cuyo nombre es "Test methods for electronic and electrical components parts", y MIL-STD-883 cuyo nombre es "Test methods and procedures for microelectronics", para los propósitos de esta tesis, cabe hacer mencionar que existen otros estándares dependiendo del propósito que se quiera cumplir y a su vez, estos estándares se actualizan constantemente utilizándose los más recientes para este trabajo.

Se dará una breve descripción de cada uno de ellos para después pasar a la descripción de los métodos de prueba.

El MIL-STD-202 "Test methods for electronic and electrical components parts". Establece los métodos uniformes para las pruebas a las partes y componentes eléctricos y electrónicos, incluyendo pruebas ambientales básicas para determinar la resistencia a efectos nocivos de elementos naturales además de pruebas físicas y eléctricas.

El MIL-STD-883 "Test methods and procedures for microelectronics". Establece los métodos uniformes, controles y procedimientos para probar los dispositivos microelectrónicos capaces de ser usados en sistemas electrónicos militares y aeroespaciales incluyendo pruebas ambientales básicas para determinar la resistencia a los efectos nocivos de los elementos naturales, pruebas mecánicas y eléctricas, procedimientos de entrenamiento, fabricación y otros controles necesarios para asegurar un nivel uniforme de calidad y fiabilidad para las aplicaciones de esos dispositivos.

4.2 MIL-STD-883. TEST METHODS AND PROCEDURES FOR MICROELECTRONICS.

Establece los métodos uniformes, controles y procedimientos para probar dispositivos microelectrónicos capaces de ser usados en sistemas electrónicos militares y aeroespaciales incluyendo pruebas ambientales básicas para determinar la resistencia a los efectos nocivos de los elementos naturales, pruebas mecánicas y eléctricas, procedimientos de capacitación y fabricación y otros controles necesarios para asegurar un nivel uniforme de calidad y fiabilidad para las aplicaciones de esos dispositivos. Para el propósito de este estándar, el termino "dispositivos" incluyen artículos tales como monolíticos, multichip, microcircuitos de película e híbridos, arreglos de microcircuitos y los elementos de los cuales se forman los arreglos. La intención de este estándar es solo para aplicarse a dispositivos de microelectrónica. Las pruebas, métodos, controles y procedimientos descritos aquí han sido preparados para servir a varios propósitos:

- a) Especificar las condiciones adecuadas a obtener en el laboratorio la cual da resultados equivalentes a las condiciones actuales de servicio en campo y para obtener repetitividad de los resultados de las pruebas. Las pruebas descritas aquí no deben de ser interpretadas como una representación exacta y definitiva de la operación actual de servicio en cualquier lugar geográfico o del espacio exterior.
- b) Para describir en un estándar todos los métodos de prueba de características similares que aparecen ahora en varias reuniones o especificaciones de servicio y en especificaciones para dispositivos microelectrónicos de la NASA, así estos métodos se pueden mantener uniformes resultando en la conservación del equipo, horas-hombre e instalaciones de prueba. Para asegurar este objetivo, es necesario el hacer adaptable cada una de las pruebas generales a un amplio intervalo de dispositivos.
- c) Para proveer un nivel de uniformidad de las pruebas ambientales, físicas y eléctricas, los controles de manufactura y de fabricación; de los materiales para asegurar la calidad y la confiabilidad consistente entre todos los dispositivos revisados de acuerdo con este estándar.

Para la descripción del estándar, primero se estudio este, se entendieron las pruebas, después se eligieron las pruebas que se llevarían a cabo, aquí se muestra un resumen de las mismas. En el MIL-STD-883, se clasifican las pruebas de acuerdo a 4 clases en la siguiente forma:

- 1001 a 1999 Pruebas ambientales.
- 2001 a 2999 Pruebas mecánicas.
- 3001 a 4999 Pruebas eléctricas.
- 5001 a 5999 Procedimientos de prueba.

4.2.1 PRUEBAS AMBIENTALES.

Método 1001.- Presión barométrica, reducida (operación en altitud).

La prueba de presión barométrica es desarrollada bajo condiciones que simulan la baja presión atmosférica encontrada en las porciones no presurizadas de la nave aeroespacial y otros vehículos en vuelo a gran altitud. La intención primaria de esta prueba es determinar la capacidad de las partes, los componentes y los materiales para evitar las fallas de interrupción o caída de voltaje debido a la reducida fuerza dieléctrica del aire y otros materiales aislantes a presiones reducidas. Aún cuando las presiones bajas no producen una interrupción eléctrica completa, sus efectos indeseables, incluyendo pérdidas y la ionización se intensifican. Las condiciones simuladas de gran altitud de esta prueba se puedan emplear también para investigar la influencia en las características de operación de los componentes, de otros efectos de presión reducida, incluyendo cambios en las constantes dieléctricas de los materiales y reducir la habilidad del aire más delgado a transferir calor lejos de los componentes productores de calor.

Método 1005.8.- Vida en estado estable (steady-state life).

La prueba de vida en estado estable se desarrolla con el propósito de demostrar la calidad y confiabilidad de los dispositivos sujetos a condiciones específicas, sobre un periodo de tiempo extenso. Las pruebas de vida deben ser conducidas dentro de la tasa de las condiciones de operación por periodos suficientemente largos de prueba para asegurar que los resultados no están dentro de la característica de los fracasos tempranos o "mortandad infantil" y se deben de hacer observaciones periódicas de los resultados antes de llegar al término de las pruebas de vida, para proveer una indicación de cualquier variación significativa de fracaso en su tasa, con anticipación.

Método 1007.- Life agree.

El propósito de esta prueba es el determinar una razón o tasa representativa de fallas para los dispositivos microelectrónicos o para demostrar la calidad o confiabilidad de los dispositivos sujetos a condiciones específicas donde las condiciones de prueba incluyen una combinación de ciclado de temperatura, ciclado eléctrico de encendido-apagado y vibración, para simular lo más cercano posible a las aplicaciones de los sistemas actuales y ambientes.

Método 1008.2.- Stabilization bake.

El propósito de esta prueba es determinar el efecto sobre los dispositivos microelectrónicos, en almacenamiento a temperaturas elevadas sin fuerza eléctrica aplicada. Este método también puede ser usado en una secuencia de revisiones o como un tratamiento pre-acondicionante a la realización de otras pruebas. La prueba no debe ser usada para determinar razones de falla en los dispositivos para otra prueba diferente a las condiciones de almacenaje.

Método 1011.9.- Golpe térmico.

El propósito de esta prueba es el determinar la resistencia de las partes, los componentes y los materiales a una exposición repentina a cambios extremos de temperaturas y el efecto a exposiciones alternadas de las mismas.

Método 1014.9.- Sellado.

El propósito de esta prueba es el de determinar la eficacia del sellado (hermetismo) de los dispositivos microelectrónicos y dispositivos semiconductores con diseño de cavidades interiores.

Método 1020.1.- Procedimiento de prueba para la tasa de la dosis de latchup inducido (dose rate induced test procedure).

Este procedimiento de prueba define los requisitos detallados para desarrollar las pruebas de latchup a los microcircuitos, para identificar la susceptibilidad a la tasa de dosis de latchup inducido.

Método 1033.- Endurance life.

Esta prueba se desarrolla en orden para demostrar la calidad y confiabilidad de los dispositivos de memoria no volátil, sujetos a repetidos ciclos de escritura y borrado. Este método también puede ser usado en secuencias de revisiones o como un tratamiento pre-acondicionador a la conducción de otras pruebas.

4.2.2 PRUEBAS MECÁNICAS.

Método 2001.2.- Aceleración constante.

Esta prueba es usada para determinar los efectos de la aceleración constante en los dispositivos microelectrónicos. Es una prueba de aceleración diseñada para indicar los tipos de debilidades estructurales o mecánicas, no necesariamente detectados en pruebas de golpe y vibración. Puede ser usada como una prueba de gran esfuerzo para determinar las limitantes mecánicas del recinto, de la metalización interna y el sistema de cables, del troquel o de la unión del sustrato y otros elementos de los dispositivos microelectrónicos. Con el establecimiento de los niveles propios de fuerzas, se puede emplear también como una revisión de 100 por ciento en línea para descubrir y eliminar los dispositivos con resultados menores a las fuerzas mecánicas nominales en cualquier de los elementos estructurales.

Método 2002.3.- Impacto o golpe mecánico.

La intención de la prueba de golpe es determinar la conveniencia del uso de los dispositivos que se encontrarán en el equipo electrónico sujeto a golpes o impactos severos como resultado de la aplicación de fuerzas repentinas o a cambios bruscos por movimientos producidos con el manejo rudo, la transportación y la operación en campo. Los golpes de este tipo pueden perturbar las características operativas o causar daños similares a los que resultan de una vibración excesiva, particularmente a impactos repetitivos.

Método 2003.7.- Solderabilidad.

El propósito de este método es el de evaluar la soldabilidad de las terminaciones (incluyendo cables de hasta 0.125 de pulgada (3.175×10^{-3} m.) en diámetro) que son normalmente unidas por la operación de soldado. Esta evaluación es hecha basándose en la capacidad de dichas terminaciones de estar impregnadas por una capa de soldadura y producir un llenado satisfactorio cuando se somete a un baño de soldadura.

Método 2005.2.- Fatiga por vibración.

El propósito de esta prueba es el determinar los efectos en los dispositivos debido a la vibración en el intervalo especificado de frecuencias.

Método 2006.1.- Ruido debido a la vibración.

El propósito de este método es el medir la cantidad de ruido eléctrico producido por el dispositivo bajo vibración.

Método 2009.9.- Inspección visual externa.

El propósito de este método de prueba es verificar la fabricación de los dispositivos herméticamente empaquetados. Se utilizará este método de prueba también para inspeccionar los daños ocasionados debido a la manipulación, el ensamble, y/o prueba del empaquetado del dispositivo. Se emplea este examen normalmente como una inspección de salida dentro de las instalaciones del fabricante del dispositivo o como una inspección entrante del dispositivo ensamblado.

Método 2015.11.- Resistencia a los solventes.

El propósito de esta prueba es el de verificar que las marcas no llegaran a ser ilegibles en el componente cuando este se sujete a la acción de los solventes. Los solventes no causarán un daño perjudicial, mecánico, eléctrico o el deterioro de los materiales o los acabados.

Método 2016.- Dimensiones físicas.

El propósito de este examen es el de verificar que las dimensiones físicas externas del dispositivo se encuentran de acuerdo con la documentación de adquisición aplicable.

Método 2026.- Vibración aleatoria.

Se conduce esta prueba con el propósito de determinar la capacidad de los microcircuitos a resistir la fuerza dinámica ejercida por la vibración aleatoria aplicada entre los límites de las frecuencias superiores e inferiores. La vibración aleatoria es más característica de ambientes en el campo moderno producido por proyectiles, jets de alto empuje (high-thrust) y motores de cohete. En estos tipos de ambientes, la vibración aleatoria provee una prueba más realista. Para propósitos de diseño, de cualquier modo, una prueba de barrido en la frecuencia senoidal entregaría de manera más apropiada información del diseño.

Método 2032.1.- Inspección visual de los elementos pasivos.

El propósito de esta prueba es el de inspeccionar los elementos pasivos usados por las aplicaciones de microelectrónica, incluyendo microondas y radiofrecuencia, para detectar los defectos. Esta prueba puede también ser desarrollada al nivel de elementos sin montar o antes del sellado o encapsulado en una base de inspección al 100 por ciento, para detectar y eliminar los elementos con defectos visuales que podrían fallar en una aplicación normal.

También podría desarrollarse en una base de inspección de muestras al nivel de elemento sin montar, antes del sellado o encapsulado, para determinar la eficacia en el control de calidad del fabricante y los procedimientos de manejo para elementos pasivos.

4.2.3 PRUEBAS ELÉCTRICAS.*Método 3006.1.- Voltaje de salida a nivel alto.*

Este método establece los medios para asegurar el desempeño del circuito en los límites especificados en la documentación de adquisición aplicables con respecto al manejo de una salida en nivel alto, la cual puede ser especificada como valor mínimo $V_{OH\ min}$ o como valor máximo $V_{OH\ max}$. Este método se aplica a dispositivos microelectrónicos digitales tales como TTL, DTL, RTL, ECL y MOS.

Método 3007.1.- Voltaje de salida a nivel bajo.

Este método establece los medios para asegurar el desempeño del circuito en los límites especificados en la documentación de adquisición aplicables con respecto al manejo de una salida con nivel bajo, la cual puede ser especificada como valor máximo $V_{OL\ max}$ o como valor mínimo V_{OL} .

min. Este método se aplica a dispositivos microelectrónicos digitales tales como TTL, DTL, RTL, ECL y MOS.

Método 3014.- Prueba funcional.

Este método establece los medios para asegurar el desempeño del circuito con respecto a los requisitos de la prueba necesarios para verificar la función especificada y para asegurar que todas las trayectorias de los elementos lógicos no se encuentran abiertas, amarradas a nivel alto o bajo. Este método se aplica a dispositivos microelectrónicos digitales tales como TTL, DTL, RTL, ECL y MOS.

Método 3015.7.- Clasificación de la sensibilidad de la descarga electrostática.

Este método establece el procedimiento para la clasificación de los microcircuitos de acuerdo a su susceptibilidad a daño o degradación mediante la exposición a la descarga electrostática (ESD). Esta clasificación es usada para especificar el empaquetado apropiado y los requisitos de manejo en acuerdo con las especificaciones dictadas en el MIL-PRF-38535 y proveer datos de la clasificación que satisfacen los requisitos del MIL-STD-1686.

Método 3019.1.- Mediciones de la impedancia de la tierra y la fuente de alimentación para los recintos de los dispositivos microelectrónicos.

Este método establece los medios para medir la impedancia serie de las configuraciones de las patas de tierra y de alimentación por los recintos usados por microcircuitos complejos. El método provee datos que son útiles en la evaluación de la ejecución relativa de varios recintos y puede ser usado para predecir la contribución del mismo al ruido de la fuente de alimentación y de la tierra.

Método 3020.- Alta impedancia (estado apagado), corriente de fuga de salida de nivel bajo.

Este método establece los medios para asegurar el desempeño del circuito de prueba a los límites especificados en el documento de adquisición aplicable con respecto a la corriente de fuga de salida cuando ésta se encuentra en estado de alta impedancia con un nivel de voltaje bajo aplicado. Esta corriente debe ser normalmente especificada como un valor negativo máximo (I_{OLZ} máximo). Este método se aplica a los dispositivos microelectrónicos digitales, tales como TTL, DTL, RTL, ECL y MOS que tengan salida en tercer estado.

Método 3021.- Alta impedancia (estado apagado) corriente de fuga de salida a nivel alto.

Este método establece los medios para asegurar el desempeño del circuito de prueba a los límites especificados en el documento de adquisición aplicable con respecto a la corriente de fuga de salida cuando ésta se encuentra en estado de alta impedancia con un nivel de voltaje alto aplicado. Esta corriente debe ser normalmente especificada como un valor positivo máximo (I_{OHZ} máximo). Este método se aplica a los dispositivos microelectrónicos digitales, tales como TTL, DTL, RTL, ECL y MOS que tengan salida en tercer estado.

Método 3024.- Mediciones de ruido simultáneo cambiante para dispositivos microelectrónicos digitales.

Este método establece los procedimientos para la medición del ruido por saltos de tierra (y saltos del voltaje de alimentación V_{CC}) en los dispositivos microelectrónicos digitales o para determinar lo conforme con los requisitos específicos sobre ruido por saltos de tierra en la documentación aplicable. También se intenta su uso para proveer un aseguramiento de intercambiabilidad de los dispositivos y para eliminar los malentendidos entre los fabricantes y los usuarios sobre los requisitos y los procedimientos en las pruebas sobre ruido por saltos de tierra. No es la intención de este procedimiento el predecir la cantidad de ruido generado en un producto, pero su aplicación como un método estandarizado para la realización de mediciones de ruido de

salto de tierra, con esto para lograr tener comparaciones de niveles de ruido entre las familias lógicas y los vendedores.

4.2.4 PROCEDIMIENTO PARA LAS MEDICIONES DE LAS PRUEBAS.

Método 5001.- Control del parámetro de valor medio.

El propósito de este método es el definir una técnica para asegurar una conformidad de la media mínima y máxima del parámetro medido en cualquier prueba de los métodos mostrados en la sección 3000 de este estándar. La aplicación de este método no esta destinada a adquisiciones generales donde es importante sólo asegurar que los parámetros del dispositivo se encuentran en los límites especificados. Su intención es la de usarse donde es necesario controlar el promedio o valor medio de un parámetro dado en todas partes de un embarque de dispositivos.

Método 5002.1.- Control del parámetro distribución.

El propósito de este método es el definir una técnica para asegurar una distribución normal de cualquier método de prueba mostrado en las series 3000 de este estándar. La aplicación de este estándar no esta destinada a las aplicaciones generales para la adquisición donde es importante asegurar que los parámetros del dispositivo están entre los límites especificados. Su intención es para uso solo donde es necesario el controlar la distribución de los valores de parámetros en un grupo específico.

Método 5003.- Procedimiento de análisis de falla para microcircuitos.

El análisis de fallas es una examen *post mortem* de los dispositivos empleados con fallas, se emplean mediciones eléctricas y varias técnicas analíticas avanzadas de física, metalurgia y química en orden para verificar la falla reportada e identificar el modo o mecanismo de falla. El procedimiento del análisis de fallas debe ser lo suficiente para permitir conclusiones adecuadas en la determinación de la causa, la relevancia de la falla o para la iniciación de las acciones correctivas en el proceso de producción, en el diseño del dispositivo o de la aplicación para eliminar la causa y prevenir la recurrencia de los modos o mecanismos de fallas reportados.

Método 5004.10.- Procedimientos para las revisiones.

Este método establece los procedimientos para las revisiones de los lotes de microelectrónica que ayudan a alcanzar niveles de calidad y confiabilidad correspondiente a la aplicación intentada. Debe ser usado en conjunto con otra documentación como lo es el apéndice A del MIL-PRF-38535 o una especificación del dispositivo aplicable para establecer el diseño, material, ejecución, control y requisitos de la documentación que se necesitan para alcanzar los niveles prescritos de calidad y confiabilidad del dispositivo.

En la ausencia de datos específicos, el nivel de revisión para la clase B se recomienda para aplicaciones generales. Una guía para seleccionar los niveles de revisión o predecir la confiabilidad anticipada de los microcircuitos se obtiene del manual militar MIL-HDBK-217 cuyo nombre es "Military Standardization Handbook Reliability Prediction".

Método 5005.13.- Procedimientos de conformidad para calificación y calidad.

Este método establece los procedimientos de inspección para calificación y calidad de circuitos microelectrónicos para asegurar la calidad del dispositivo y el lote conforme con los requisitos de la documentación de adquisición aplicable. Los requisitos totales de las pruebas e inspecciones de los grupos A, B, C, D y E se intentan para uso como calificación inicial del dispositivo, recalificación en el evento del producto o proceso de cambio, y pruebas periódicas para retención de la calificación. En general, su intención es que el nivel de la clase del dispositivo para la cual la conformidad de la inspección de calidad o calificación es conducida, será la misma que la efectuada en el procedimiento para las revisiones (de acuerdo con el método 5004) que se realizo.

Las pruebas e inspecciones para los grupos A y B son requeridas para inspecciones de calidad sobre inspecciones individuales en lotes como una condición para la aceptación para la entrega. Las pruebas para los grupos C y D son requeridas para inspecciones de calidad sobre una base periódica como una condición para la aceptación para la entrega. Las pruebas para el grupo E son los procedimientos de calificación y calidad ha ser utilizadas solo para los niveles de aseguramiento del endurecimiento para la radiación como se especifica en la tabla 12. En general, se desea que el nivel de la clase del dispositivo para la cual la inspección para la calificación y calidad es desarrollada sea la misma que aquella que se utilizo para los procedimientos para las revisiones (de acuerdo al método 5004).

Método 5006.- Pruebas de limite.

Este método provee los medios para el establecimiento o evaluación de las capacidades máximas de los dispositivos microelectrónicos, incluyendo aquellas de valoraciones máximas, fuerzas máximas las cuales se podrían aplicar en revisiones y pruebas sin causar degradación y sensibilidad a una revisión en particular o mecanismo de falla.

Método 5011.4.- Procedimientos de evaluación y aceptación para los materiales polímeros.

Este método establece los procedimientos de inspección mínimos y los criterios de aceptación para los materiales polímeros usados en aplicaciones de microcircuitos. Estos materiales se clasifican en dos tipos como sigue:

- a. Tipo I ser eléctricamente conductor
- b. Tipo II ser eléctricamente aislador.

Método 5012.1.- Mediciones para la cobertura de fallas para microcircuitos digitales.

Este procedimiento de prueba establece los métodos por el cual la cobertura de fallas es reportada hacia el programa de pruebas aplicado a un microcircuito referido como un dispositivo bajo prueba (device under test, DUT). Este procedimiento describe los requisitos que gobiernan el desarrollo del modelo lógico del DUT, el modelo de falla asumido, el universo de la falla, la clasificación de la falla, la simulación de la falla y el reporte de la cobertura de la falla.

Tabla 12. Grupo E (pruebas para el aseguramiento del endurecimiento para la radiación). 1/

Prueba	MIL-STD-883		Nivel clase S		Nivel clase B	
	Método	Condición	Número cantidad / aceptación	Notas	Número cantidad / aceptación	Notas
<u>Subgrupo 1 2/</u> Irradiación de neutrones a. Calificación b. QCI (Quality Conformance Inspection) Parámetros eléctricos finales.	1017	25 °C	(a) 11(0) (b) 11(0)	<u>3/</u> <u>3/</u>	(a) 11(0) (b) 11(0)	<u>4/</u> <u>4/</u>
		Como se especifica de acuerdo con la especificación del dispositivo.				
<u>Subgrupo 2 5/</u> Irradiación de dosis total en estado estable a. Calificación b. QCI Parámetros eléctricos finales.	1019	25 °C Voltaje de alimentación máximo	(a) 4(0) 2(0) (b) 4(0) 2(0)	(a) <u>6/</u> <u>8/</u> (b) <u>6/</u> <u>8/</u>	(a) 22(0) (b) 22(0)	<u>7/</u> <u>7/</u>
		Como se especifica de acuerdo con la especificación del dispositivo.				
<u>Subgrupo 3 9/</u> Irradiación por ionización transitoria Parámetros eléctricos finales.	1021 1023	25 °C 25 °C	11(0)	<u>3/</u>	11(0)	<u>4/</u>
		Como se especifica de acuerdo con la especificación del dispositivo				

Notas :

1/ Partes usadas para las pruebas del subgrupo uno pueden no ser usadas por otros subgrupos pero pueden ser usadas por niveles mayores en el mismo subgrupo. La exposición total no debe ser considerada al menos que las pruebas se desarrollen dentro de los límites de tiempo del método de prueba. Las pruebas del grupo E pueden ser desarrolladas previo a la revisión del dispositivo.

2/ Las pruebas de ondas de neutrones para los dispositivos MOS donde la susceptibilidad de neutrones es menos que 10^{13} neutrones/cm² (por ejemplo, dispositivos acoplados por carga, BICMOS, etc.). Al menos que se especifique de otra forma, el límite para la fluidez del neutrón debe ser 2×10^{12} neutrones/cm².

3/ En acuerdo con el lote de la oblea. Si una parte falla, se pueden agregar siete partes adicionales a la muestra de la prueba sin permitir fallas adicionales 18(1).

4/ De acuerdo con el lote de inspección. Si una parte falla, se pueden agregar siete partes adicionales a la muestra de la prueba sin permitir fallas adicionales 18(1).

5/ Los dispositivos de nivel de clase B debe ser inspeccionado usando ya sea el criterio del número de aceptación/cantidad para el nivel de clase B o mediante el uso del criterio de nivel de clase S en cada oblea.

6/ En acuerdo con las obleas para los tipos de dispositivos con menos que o igual a 4,000 transistores/chips equivalentes seleccionados de la oblea. El fabricante debe definir y documentar los procedimientos de muestreo.

4.3 MIL-STD-202. TEST METHODS FOR ELECTRONIC AND ELECTRICAL COMPONENTS PARTS.

Establece los métodos uniformes para las pruebas a partes componentes electrónicas y eléctricas, incluyendo pruebas ambientales básicas para determinar la resistencia a los efectos nocivos de los elementos naturales, además de pruebas físicas y eléctricas. Para el propósito de este estándar, el termino "parte componente" incluye cosas tales como capacitores, resistores, interruptores, relevadores, transformadores y conectores. La intención de este estándar es aplicarse solo a piezas pequeñas tales como transformadores e inductores, cuyo peso no sea mayor a las 300 libras (136.2 Kg) o teniendo un voltaje de prueba RMS de hasta 50,000 volts al menos que se especifique de otra forma. Los métodos de prueba descritos han sido preparados para servir a diversos propósitos tales como:

- a. Para especificar las condiciones adecuadas obtenibles en el laboratorio lo cual da resultados equivalentes a las condiciones actuales de servicio en campo y para obtener repetitividad en los resultados de las pruebas. Las pruebas descritas no deben ser interpretadas como una representación exacta y definitiva de una operación actual en servicio en cualquier localidad geográfica.
- b. Para describir en un estándar todos los métodos de prueba de características similares que aparecen en varios grupos de revisiones o en especificaciones de partes componentes electrónicas o eléctricas de solo servicio, aquellos métodos de prueba los cuales son posibles para uso en diversas especificaciones, y el reconocer los ambientes extremos, las temperaturas particulares, las presiones barométricas, etc., a las cuales las partes componentes serán probadas bajo algunos de los procedimientos de prueba estandarizados presentados.
- c. Los métodos de prueba descritos deben de aplicarse para las pruebas ambientales, físicas, eléctricas y cuando sea permitido, a las partes que no son cubiertas por algunas especificación militares, estándar militar, hoja de especificación o dibujo.

En el MIL-STD-202, se clasifican las pruebas de acuerdo a 3 clases en la siguiente forma:

- 101 a 199 Pruebas ambientales (clase 100)
- 201 a 299 Pruebas de características físicas (clase 200)
- 301 a 399 Pruebas de características eléctricas (clase 300)

4.3.1 CLASE 100. PRUEBAS AMBIENTALES.

Método 101D.- Rocío de sal (corrosión).

La prueba de rocío de sal, es aquella donde los especímenes son sujetos a un rocío fino de solución salina, la cual tiene más o menos propósitos útiles cuando es utilizado con un amplio reconocimiento de sus limitaciones y deficiencias. Originalmente propuesta como una prueba de corrosión acelerada de laboratorio simulando los efectos de atmósferas de sal marina costera sobre los metales, con o sin capas protectoras, esta prueba ha sido erróneamente considerada por muchos como una prueba de corrosión acelerada para todo propósito.

Método 103B.- Humedad (estado estable).

Esta prueba se desarrolla para evaluar las propiedades de los materiales usados en los componentes cuando se influyen por la absorción y difusión de humedad y vapor de humedad. Esta es una prueba ambiental acelerada, acompañada de una exposición continua del espécimen a una humedad relativa alta a una temperatura elevada.

Método 104A.- Inmersión.

Esta prueba se desarrolla para determinar la efectividad del sellado de las partes componentes. La inmersión de las partes bajo prueba en líquidos a temperaturas ampliamente diferentes sujetos a fuerzas térmicas y mecánicas las cuales detectaran un ensamble de terminal defectuoso, o una sutura parcialmente cerrada.

Método 105C.- Presión barométrica (reducida)

Esta prueba se desarrolla bajo condiciones que simulan las bajas presiones atmosféricas que se encuentran en las porciones no presurizadas de la nave aeroespacial y otros vehículos en vuelo a gran altitud.

Método 107G.- Golpe térmico.

Esta prueba es conducida con el propósito de determinar la resistencia de las partes a las exposiciones a temperaturas extremas tanto altas como bajas y al choque debido a la exposición alternada a estos extremos.

Método 108A.- Vida (a un ambiente de temperatura elevada).

Esta prueba se dirige con el propósito de determinar los efectos sobre las características eléctricas y mecánicas de las partes, resultado de una exposición de la parte a un ambiente de temperatura elevado por una duración de tiempo específica, mientras la parte desarrolla su función operacional.

Método 112E.- Sellado.

El propósito de este método de prueba es el determinar la efectividad del sellado de la parte componente que tiene una cavidad interior que es evacuada o que contiene aire o gas.

4.3.2 CLASE 200. PRUEBAS DE CARACTERÍSTICAS FÍSICAS.

Método 201A.- Vibración.

La prueba de vibración es usada para determinar los efectos sobre las partes componentes a la vibración dentro de los intervalos predominantes de frecuencia y magnitud que se encontraran durante el campo de servicio.

Método 203B.- Caída aleatoria.

La prueba de caída aleatoria es usada para determinar los efectos sobre las partes componentes de impactos aleatorios, repetidos debido al manejo, embarque y otras condiciones de servicio en campo. Esta prueba es una prueba acelerada diseñada para indicar debilidades estructurales o mecánicas no necesariamente detectados en pruebas de golpe y vibración.

Método 204D.- Vibración, alta frecuencia.

La prueba de vibración en alta frecuencia es desarrollada con el propósito de determinar los efectos sobre las partes componentes a la vibración en los intervalos de frecuencia de 10 a 500 Hz, de 10 a 2,000 Hz o de 10 a 3,000 Hz, como las que se encuentran en las aeronaves.

Método 206.- Vida (giratorio)

Esta prueba es desarrollada con el propósito de determinar los efectos de sujetar las partes eléctricas y electrónicas, las cuales actúan por movimiento giratorio, a un número de operaciones aproximado a la vida de la parte.

Método 207A.- Golpe, alto impacto.

Esta prueba se desarrollada con el propósito de determinar la capacidad de varias partes a resistir golpes severos encontradas en las condiciones de campo.

Método 208H.- Solderabilidad.

El propósito de este método de prueba es el de determinar la soldabilidad de todas las terminaciones donde normalmente son unidas por la operación de soldado.

Método 209.- Inspección radiográfica.

La inspección radiográfica es generalmente un método no destructivo para detectar defectos físicos internos en las partes componentes pequeñas las cuales no serian visibles de otras formas.

Método 210D.- Resistencia al calor de la soldadura.

Esta prueba es desarrollada para determinar si el alambre y otras partes componentes pueden resistir los efectos del calor a los cuales son sometidos durante el proceso de soldado.

Método 211A.- Fuerza de la terminal.

Esta prueba es desarrollada para determinar si el diseño de las terminales y su método de unión pueden resistir una o más fuerzas mecánicas aplicadas a las cuales estarán sujetas durante la instalación o desensamble en el equipo.

Método 212A.- Aceleración.

Esta prueba es desarrollada con el propósito de determinar los efectos de las fuerzas de aceleración sobre las partes componentes y para verificar la capacidad de las partes componentes para operar apropiadamente durante las fuerzas de aceleración.

Método 213B.- Golpe (pulso específico).

Se dirige esta prueba con el propósito de determinar la conformidad de las partes componentes y los subensambles de los componentes eléctricos y electrónicos cuando son sometidos a golpes tales como aquellos que experimentan como resultado de un manejo rudo, durante la transportación y en las operaciones militares.

Método 214A.- Vibración aleatoria.

Esta prueba es conducida con el propósito de determinar la capacidad de las partes componentes a soportar las fuerzas dinámicas ejercidas por la vibración aleatoria aplicada entre las frecuencias limites altas y bajas para simular la vibración experimentada en varios ambientes de servicio.

Método 215G.- Resistencia a los solventes.

Los propósitos de esta prueba son:

- a. Para verificar que las marcas o códigos de colores no se pondrán ilegibles o descolorados en las partes (incluyendo tarjetas de impreso alambradas) cuando sean sujetas a solventes y procesos normalmente usados para limpiar el flux de la soldadura, las impresiones de dedos y otros contaminantes de alambres impresos y ensambles de tarjetas-terminal, etc.,
- b. Para verificar que las capas protectoras de los componentes y los materiales encapsuladores no se encuentran degradados al punto donde la integridad mecánica este perturbada cuando sean sometidos a solventes y procesos normalmente usados para limpiar el flux de la soldadura, las impresiones de dedos y otros contaminantes de alambres impresos y ensambles de tarjetas-terminal, etc.

Método 217.- Detección de ruido por impacto de partículas (PIND).

El propósito de esta prueba es el detectar la presencia de partículas libres de contaminantes que se encuentran moviéndose dentro de las cavidades selladas de los dispositivos.

4.3.3 CLASE 300. PRUEBAS DE CARACTERÍSTICAS ELÉCTRICAS.

Método 301.- Voltaje de resistencia dieléctrico.

La prueba de voltaje de resistencia dieléctrico (también llamado alto potencial, sobre potencial, voltaje de ruptura o prueba de la fuerza dieléctrica) consiste en la aplicación de un voltaje mayor al voltaje nominal por un tiempo específico entre las porciones mutuamente aisladas de una parte componente o entre porciones aisladas y tierra. Esta prueba es usada para probar que la parte componente puede operar seguramente a su voltaje nominal y soportar potenciales momentáneos debido a interruptores, picos y otros fenómenos similares.

Método 302.- Resistencia del aislamiento.

Esta prueba es para medir la resistencia ofrecida por los miembros aislantes de una parte componente a un voltaje directo impreso tendiente a producir una fuga de corriente a través o sobre la superficie de sus miembros.

Método 303.- Resistencia CD.

Esta prueba es para medir la resistencia de corriente directa (CD) de las resistencias, el enrollado electromagnético de los componentes y de los conductores.

Método 304.- Características de resistencia-temperatura.

Es el propósito de esta prueba el determinar el porcentaje de cambio en la resistencia ohmica de corriente directa a una temperatura de referencia, por diferencias de unidad de temperatura entre la temperatura de prueba y la de referencia.

Método 305.- Capacitancia.

El propósito de esta prueba es el de medir las capacitancias de las partes componentes. Las frecuencias de prueba preferentes para estas mediciones son: 60 Hz, 120 Hz, 1 Khz, 100 Khz y 1 Mhz.

Método 306.- Factor de calidad (Q).

El propósito de esta prueba es el de medir el factor de calidad, comúnmente llamado Q, de las partes electrónicas tales como los capacitores e inductores.

Método 307.- Resistencia de contacto.

El propósito de la prueba de resistencia de contacto es el determinar la resistencia ofrecida a un flujo de corriente durante su paso a través de las superficies de contacto eléctrico de los componentes conectados, tales como conectores, enchufes, plugas o entre los contactos eléctricos y los componentes controladores de corriente, tales como interruptores, relevadores e interruptores de circuito.

Método 308.- Prueba de corriente-ruido para las resistencias fijas.

Este método de prueba de ruido de las resistencias es desarrollado con el propósito de establecer la "ruidosidad" o "calidad de ruido" de la resistencia en orden de determinar su conveniencia para uso en circuitos electrónicos teniendo requisitos críticos de ruido.

Método 309.- Procedimiento para la determinación del coeficiente de voltaje de la resistencia.

Ciertos tipos de resistencias exhiben una variación de la resistencia con cambios en el voltaje a través de la resistencia.

Método 310.- Supervisión de la vibración en los contactos.

Esta prueba es conducida con el propósito de determinar la vibración del contacto en partes componentes eléctricas y electrónicas que tienen contactos eléctricos tales como relevadores, interruptores, interruptores de circuitos, etc., donde se requiere que los contactos no abran o cierren momentáneamente, como sea aplicable, no mayor a una duración de tiempo específica bajo condiciones de prueba ambientales, tales como vibración, golpe, o aceleración.

Método 311.- Vida, conmutación a bajo nivel.

Esta prueba es conducida con el propósito de determinar la confiabilidad del contacto eléctrico bajo condiciones de conmutación de bajo nivel en ambientes en donde operan los contactos.

Método 312.- Conmutación de corriente intermedia.

Esta prueba es conducida con el propósito de determinar la confiabilidad del contacto eléctrico de artículos tales como: relevadores electromagnéticos, interruptores, etc., bajo condiciones de conmutación de corriente intermedia (formalmente conocida como "corriente mínima") donde operan los contactos.

CAPITULO 5. PROGRAMA DE PRUEBAS GENERAL PARA LOS SISTEMAS ELECTRÓNICOS ESPACIALES.

5.1 VISIÓN.

5.1.1 PROPÓSITO.

Este programa de pruebas tiene como propósito el establecer los requisitos para pruebas ambientales y estructurales en Tierra para vehículos lanzadores, vehículos de fase alta, vehículos espaciales y para sus subsistemas y unidades. En adición, se establece un conjunto de definiciones y términos relacionados.

5.1.2 APLICACIÓN.

La intención de este capítulo es como referencia en programas con especificaciones aplicables, para establecer los requisitos de prueba generales. Se enfoca a los requisitos de prueba en validación de diseño y eliminación de defectos latentes para asegurar el éxito de la misión. La aplicación de estos requisitos de prueba para un programa en particular intenta dar como resultado una confianza alta que permita alcanzar el éxito total en las misiones espaciales.

Se intenta que estos requisitos de prueba se adapten a cada programa específico después de considerar la complejidad del diseño, márgenes de diseño, vulnerabilidades, tecnología del estado del arte, controles en proceso, uso prioritario, y aceptación de riesgos.

5.1.3 CATEGORÍAS DE LAS PRUEBAS.

Las pruebas están categorizadas como se muestra:

- a. *Pruebas de calificación.* Vehículo, subsistema y niveles de unidades.
- b. *Pruebas de aceptación.* Vehículo, subsistema y niveles de unidades.

5.2 DEFINICIONES.

5.2.1 AL NIVEL DE ELEMENTO. Las categorías de los elementos en orden jerárquico se definen en esta sección.

5.2.1.1 PARTE. Una parte es una sola pieza, dos o más piezas unidas, las cuales no están sujetas a desensamble sin la destrucción o deterioro en el diseño para su uso. Ejemplos: resistores, circuitos integrados, relevadores, baleros.

5.2.1.2 SUBENSAMBLE. Es una unidad conteniendo dos o más partes en las cuales es posible desensamblar o reemplazar una parte. Algunos ejemplos son: tarjeta de circuito impreso con las partes instaladas, tren de engranes.

5.2.1.3 UNIDAD. Una unidad es un elemento funcional que es visto como una entidad completa y separada para propósitos de fabricación, mantenimiento o manutención de récords. Algunos ejemplos son: actuador hidráulico, válvula, batería, arnés eléctrico, transmisor.

5.2.1.4 SUBSISTEMA. Un subsistema es un ensamble funcional de unidades relacionadas. Consiste de dos o más unidades y pueden incluir elementos de interconexión tales como cables o tubos, y la estructura de soporte en la cual son montados. Algunos ejemplos: potencia eléctrica, control de posición, telemetría, control térmico y subsistemas de propulsión.

5.2.1.5 VEHÍCULO. Para los propósitos de este capítulo cualquier vehículo definido en esta sección es de termino prescindible o recuperable.

5.2.1.5.1 VEHÍCULO DE LANZAMIENTO. Un vehículo de lanzamiento es uno o más de las fases bajas de un vehículo de vuelo capaz de lanzar vehículos de fase alta y vehículos espaciales, usualmente hacia una trayectoria suborbital.

5.2.1.5.2 VEHÍCULO DE FASE ALTA. Un vehículo de fase alta es una o más fases del vehículo de vuelo capaces de introducir a un vehículo espacial o vehículos dentro de la órbita de a partir de una trayectoria suborbital que resulta de la operación del vehículo lanzamiento.

5.2.1.5.3 EXPERIMENTO ESPACIAL. Un experimento espacial es usualmente parte de la carga útil del vehículo espacial y por lo tanto considerado un ensamble de bajo nivel de un vehículo espacial. De cualquier modo, un experimento espacial puede ser una parte integral del vehículo espacial, una carga útil que desarrolla su misión mientras esta conectado al vehículo espacial o una carga útil que es transportada por un vehículo anfitrión pero desarrolla algunas de sus misiones como volador libre. Si el equipo espacial complejo es llamado un experimento espacial, un instrumento espacial o un vehículo espacial, la nomenclatura usada no debe afectar la clasificación del equipo y los requisitos.

5.2.1.5.4 VEHÍCULO ESPACIAL. Un vehículo espacial es un juego integrado de subsistemas y unidades capaces de soportar un rol operacional en el espacio. Un vehículo espacial puede ser un vehículo orbitador, una mayor parte de un vehículo orbitador o una carga útil la cual desarrolla su misión mientras esta conectado al vehículo lanzador o al de fase alta. El equipo de apoyo aéreo (5.2.2.1), el cual es peculiar a los programas utilizando un lanzador recuperable o un vehículo de fase alta, se considera parte del vehículo espacial.

5.2.1.5.5 VEHÍCULO DE VUELO. Un vehículo de vuelo es la combinación de elementos del sistema de lanzamiento que vuela, por ejemplo, los vehículos lanzadores, los vehículos de fase alta y los vehículos espaciales que serán puestos en órbita.

5.2.1.6 SISTEMA. Un sistema es una composición de equipo, habilidades y técnicas capaces de desarrollar o soportar un rol operativo. El sistema incluye todo el equipo operacional, instalaciones relacionadas, material, software, servicios y personal requerido para su misión. Un sistema es típicamente definido por la Oficina del Programa del Sistema o la agencia procuradora responsable para su adquisición.

5.2.1.7 SISTEMAS COMBINADOS. Los sistemas combinados son sistemas interconectados que son requeridos para operaciones al nivel de programa o pruebas operacionales. Los sistemas combinados de interés son típicamente el sistema de lanzamiento y los sistemas en órbita.

5.2.1.7.1 SISTEMA DE LANZAMIENTO. El sistema de lanzamiento es la combinación de equipo, destrezas y técnicas capaces de lanzar y de empujar a uno o más vehículos espaciales a órbita. El sistema de lanzamiento incluye el vehículo de vuelo e instalaciones relacionadas, equipo terrestre, material, software, procedimientos, servicios y personal requerido para su operación.

5.2.1.7.2 SISTEMA EN ÓRBITA. Un sistema en órbita es la combinación de equipo, destrezas y técnicas que permiten la operación en órbita de los vehículos espaciales. El sistema en órbita incluye los vehículos espaciales, la red de control y comando, y las instalaciones relacionadas, equipo terrestre, material, software, procedimientos, servicios y personal requerido para su operación.

5.2.2 ELEMENTOS ESPECIALES.

5.2.2.1 EQUIPO DE APOYO “AÉREO” (ASE). El equipo de apoyo aéreo es el equipo instalado en el vehículo de vuelo para proveer soporte en las funciones e interfaces para los vehículos espaciales o de fase alta durante el lanzamiento y las operaciones orbitales del vehículo de vuelo. Esto incluye el hardware y software que proveen las interfaces estructurales, eléctricas, electrónicas y mecánicas con el vehículo de vuelo.

5.2.2.2 UNIDAD CRITICA. Una unidad crítica es aquella cuya falla puede afectar la operación del sistema lo suficiente como para causar la pérdida de los objetivos expresos del vehículo, la pérdida parcial de la misión o es una unidad cuya ejecución propia es esencial desde un punto de vista del intervalo de seguridad.

5.2.2.3 ARTICULO DE PRUEBA DE DESARROLLO. Un artículo de prueba de desarrollo es un vehículo representativo, subsistema o unidad dedicada para proveer información de diseño e información. La información puede ser usada para checar la validez de las técnicas analíticas y los parámetros de diseño asumidos, descubrir características inesperadas de las respuestas, para evaluar los cambios de diseño, para determinar la compatibilidad de las interfaces, para probar los procedimientos y técnicas en las pruebas de calificación y aceptación o para determinar si el equipo satisface sus especificaciones de desempeño. Los artículos de prueba de desarrollo incluyen modelos de prueba de ingeniería, modelos térmicos y modelos estructurales dinámicos y estáticos.

5.2.2.4 APARATO EXPLOSIVO DE PIROTECNIA. Un aparato explosivo de pirotecnia es un aparato que contiene o es operado por explosivos. Un aparato actuador de cartucho, un aparato explosivo de pirotecnia de un tipo, es un mecanismo que emplea la energía producida por una carga explosiva para desarrollar o iniciar una acción mecánica.

5.2.2.5 ARMAZÓN DE MOVIMIENTO MECÁNICO (MMA). Una armazón de movimiento mecánico es un dispositivo mecánico o electromecánico que controla el movimiento de una parte mecánica de un vehículo relacionada a otra parte. Algunos ejemplos son: actuadores, equipo para el desgiro o paro y mecanismos de separación, válvulas, bombas, motores, cerrojos, embragues, resortes, amortiguadores, baleros, etc.

5.2.2.6 ARTÍCULOS REUTILIZABLES. Un artículo reutilizable es una unidad, subsistema o vehículo que será usado para múltiples misiones. La vida en servicio de un hardware reutilizable incluye todos los reusos planeados, restauraciones y pruebas.

5.2.3 AMBIENTES.

Los ambientes complejos de vuelo envuelven una combinación de condiciones que son usualmente resueltas en pruebas ambientales individuales. Cada prueba ambiental debe ser basada en datos actuales de vuelo; en escala si es necesario por diferencias en parámetros o más confiable por predicción analítica o una combinación de análisis y datos de vuelo. Los datos de vuelo del sistema de vuelo presente, o de otros sistemas de vuelo si se cuentan las variaciones en las configuraciones. Los ambientes individuales los cuales entran dentro de la calificación y aceptación, se describen en esta sección.

5.2.3.1 TEMPERATURAS MÁXIMAS Y MÍNIMAS ESPERADAS. Las temperaturas máximas y mínimas esperadas son las temperaturas más altas y bajas que un artículo puede experimentar en su vida en servicio incluyendo todos los modos operacionales. Estas temperaturas son establecidas de temperaturas extremas analíticamente sumando un margen de incertidumbre térmico que luego se discute. Las temperaturas extremas analíticamente determinadas son pronosticadas de modelos térmicos usando efectos aplicables de combinaciones del peor de los casos de la operaciones de los equipos, calentamiento interno, orientación del vehículo, radiación solar, condiciones de eclipse, calentamiento durante el ascenso, calentamiento durante el descenso y la degradación de las superficies térmicas durante la vida en servicio.

Para los vehículos espaciales y de fase alta, el modelo analítico se valida usando resultados de pruebas de balance térmico de vehículos, cubriendo los modos de operación los cuales incluyen las condiciones del peor de los casos para temperaturas altas y bajas. El margen de incertidumbre térmico es aplicado en parámetros tales como complicados factores de vista, propiedades de las superficies, ambientes radioactivos, condiciones de juntas, y aspectos imaginarios de simulación de las pruebas en tierra. Los márgenes varían dependiendo de las técnicas de control térmico, ya sea pasivo o activo. Algunos ejemplos de cada tipo, para propósitos de margen de incertidumbre a ser aplicado, aparecen en la Tabla 13. Los márgenes a ser aplicados son descritos en los siguientes subpárrafos.

5.2.3.1.1 MÁRGENES PARA SUBSISTEMAS CON CONTROL TÉRMICO PASIVO. Para unidades que no tienen control térmico o solo tienen control térmico pasivo, el mínimo margen de incertidumbre recomendado es 17 °C previo a alcanzar un modelo analítico validado. Para vehículos espaciales y de fase alta, los márgenes de incertidumbre pueden ser reducidos a 11 °C después de que el modelo analítico es validado usando resultados de una prueba de balance térmico a vehículos. Para evitar incrementos significantes de peso y potencia del subsistema de potencia debido a hardware adicional o a incrementos en el tamaño del calentador, el margen de incertidumbre de 17 °C puede ser reducido a 11 °C.

Para unidades que tienen grandes incertidumbres en condiciones operativas, ambientales o que no requieren de pruebas de balance térmico, los márgenes de incertidumbre pueden ser mayores a que los que se mencionaron anteriormente. Algunos ejemplos de estas unidades para un vehículo de lanzamiento son una protección térmica del vehículo, aislamiento externo y unidades con la falda a popa.

Para subsistemas pasivos criogénicos operando debajo de menos 70 °C, el margen de incertidumbre puede ser reducido como se muestra en la Tabla 14. En adición, los siguientes márgenes de incertidumbre térmicos de calor - carga es recomendada: 50 por ciento en la fase conceptual, 45 por ciento en el diseño preliminar, 35 por ciento en la revisión de diseño crítico y 30 por ciento para calificación.

5.2.3.1.2 MÁRGENES PARA SUBSISTEMAS CON CONTROL TÉRMICO ACTIVO. Para diseños térmicos en los cuales las temperaturas son activamente controladas, los márgenes de calor - carga de 25 por ciento puede ser usado en lugar de los márgenes especificados en 5.2.3.1.1. Este margen es aplicable a las condiciones que imponen las temperaturas máximas y mínimas esperadas. Por ejemplo, en los calentadores regulados por termostato mecánico o por control electrónico puede ser usado un 25 por ciento en el margen de la capacidad del calentador en lugar de los márgenes térmicos a la mínima temperatura esperada y al mínimo voltaje de ducto, lo cual se traduce en una duración de ciclo de no más de 80 por ciento con estas condiciones frías.

Para diseños en los cuales las temperaturas son activamente controladas por debajo de menos 70 °C por refrigeradores o enfriadores prescindibles, el margen de incertidumbre térmico calor - carga de 25 por ciento debe ser incrementado en las fases tempranas de desarrollo. Para estos casos, los siguientes márgenes de incertidumbre térmicos calor - carga es recomendada: 50 por ciento en la fase conceptual, 45 por ciento para diseño preliminar, 35 por ciento para la revisión de diseño crítico y 30 por ciento para calificación.

Tabla 13. Categorización de subsistemas térmicos controlados en forma pasiva o activa.

Pasivos	Activos
Conductancia constante o tubos de calor.	Tuberías de calor de conductancia variables
Calentadores robustos (resistencia fija o variable, auto-trazo o termistores con coeficiente de temperatura positivo).	Bombas de calor y refrigeradores
Dispositivos de almacenaje térmico (cambio de fase o sensible al calor)	Subsistemas almacenadores de frío
Aislamiento térmico (aislamiento multicapa, espumas o protecciones discretas).	Calentador de resistencia con comandos o control mecánico o electrónico.
Radiadores (fijos, articulados o louvres despleables o pinwheels).	Lazos de bombeo capilar
Acabados de las superficies (capas, pinturas, tratamientos, espejos de segundas superficies).	Lazos de bombeo de fluidos
	Enfriador termoeléctrico.

Tabla 14. Márgenes de incertidumbre térmica para subsistemas criogenicos pasivos.

Temperatura pronosticada (°C)	Márgenes de Incertidumbre térmica (°C)	
	Pre-validación	Post-validación
Arriba de -70	17	11
-70 a -87	16	10
-88 a -105	15	9
-106 a -123	14	8
-124 a -141	13	7
-142 a -159	11	6
-160 a -177	9	5
-178 a -195	8	4
-196 a -213	6	3
-214 a -232	4	2
Debajo de -232	2	1

5.2.3.2 ESTIMACIONES ESTADÍSTICAS PARA AMBIENTES DE VIBRACIÓN, ACÚSTICOS Y DE GOLPE. Las pruebas de validación y calificación para ambientes de vibración, acústicos y de golpe están basados en estadísticas esperadas de niveles espectrales. El nivel del ambiente extremo esperado, usado para pruebas de calificación, es aquel que no excede en al menos el 99 por ciento de los vuelos, estimado con 90 por ciento de confianza (nivel P99/90). El nivel de ambiente máximo esperado, usado para pruebas de aceptación, es aquel no excedido en al menos el 95 por ciento de los vuelos, estimado con una confianza de 50 por ciento (nivel P95/50). Estos estimados estadísticos son hechos asumiendo una variabilidad (log-normal) normal vuelo a vuelo teniendo una desviación estándar de 3 dB, al menos que se asuma diferente se puede justificar. Como resultado, el nivel P95/50 estimado es 5 dB por encima de la media estimada (esto es, el promedio de los valores logarítmicos de los niveles espectrales de datos de todos los vuelos disponibles). Cuando los datos de N vuelos son usados por la estimación, el estimado P99/90 en dB es $2.0 + 3.9/N^{1/2}$ por encima del estimado P95/50. Cuando los datos de solo un vuelo están disponibles, esos datos se asumen para representar la media y así la estimación P95/50 es 5 dB mayor y la de nivel P99/90 es 11 dB mayor.

Cuando las pruebas terrestres producen los ambientes de vuelo reales (por ejemplo, la operación de un motor o la activación de un dispositivo explosivo), la distribución estadística puede ser determinada usando los datos de la prueba, proveyendo los datos de un número suficiente de pruebas. Los niveles P99/90 y P95/50 están entonces definidos por una distribución derivada. Se deben especificar los espectros esperados extremos y máximos para zonas del lanzamiento, fase alta y para los vehículos espaciales para permitir el reposicionamiento de las unidades dentro de sus zonas sin cambiar el ambiente esperado. El espectro particular puede ser desarrollado por unidades específicas.

5.2.3.3 DURACIÓN EQUIVALENTE DE LA FATIGA. Para un ambiente de vibración o acústica de vuelo variante en el tiempo, la duración equivalente de la fatiga es la duración en tiempo al ambiente máximo alcanzado durante ese vuelo, que podría producir el mismo daño potencial por fatiga. Para una trayectoria de vuelo dada, la duración equivalente se puede asumir independiente del ambiente máximo alcanzado durante cualquier vuelo particular. El daño potencial de fatiga se toma proporcional al cuarto de la potencia de amplitud, al menos que otra base se pueda justificar.

5.2.3.4 AMBIENTE ACÚSTICO EXTREMO Y MÁXIMO ESPERADO. El ambiente acústico para una zona exterior o interior de un vehículo resulta de las excitaciones aerodinámicas y propulsoras. El ambiente acústico está expresado por una presión espectral de banda de 1/3 de octava en dB (referencia de 20 micropascales) para un espaciado de frecuencias de un intervalo de al menos de 31 a 10,000 Hz. Para un ambiente variante en el tiempo, el espectro acústico usado para propósitos de la prueba es la cobertura del espectro para cada una de las series de segmentos de tiempo de 1 segundo traslapado por al menos el 50 por ciento. Los segmentos mayores de tiempo se pueden usar solo si muestran que una significativa suavidad de las características dependientes de tiempo del espectro no ocurre. Los ambientes máximos extremos (espectro acústico P99/90 y P95/50, respectivamente 5.2.3.2) son las bases para los espectros de prueba de calificación y aceptación, respectivamente, sujeto al espectro mínimo basado en la fabricación. La duración asociada es la duración equivalente de la fatiga en vuelo (5.2.3.3).

5.2.3.5 AMBIENTE DE VIBRACIÓN ALEATORIA ESPERADO MÁXIMO Y EXTREMO. El ambiente de vibración aleatorio inducido a las uniones de las estructuras de las unidades son debido a la acción directa e indirecta de las excitaciones acústicas y aerodinámicas, a la agitación en los procesos de combustión y/o quemado y a las perturbaciones aleatorias inducidas por la maquinaria. El ambiente de vibración aleatorio se expresa como una densidad espectral de aceleración en g^2 / Hz (comúnmente denominada densidad espectral de potencia o simplemente PSD (power spectral density)) sobre el intervalo de frecuencias de al menos de 20 a 2000 Hz. Para un ambiente variante con el tiempo, la PSD usada para propósitos de prueba es la cobertura del espectro para cada una de las series de segmentos de tiempo de 1 segundo traslapado por al menos el 50 por ciento.

5.2.3.6 AMBIENTE DE VIBRACIÓN SENOIDAL ESPERADO EXTREMO Y MÁXIMO. La vibración senoidal inducida a las uniones estructurales de las unidades puede ser debido a excitaciones periódicas de maquinaria giratoria y de inestabilidad envolviendo pogo que son interacciones dinámicas de la estructura y la propulsión, vibración (interacciones dinámicas y aerodinámicas estructurales) o combustión. Las excitaciones periódicas pueden ocurrir durante la transportación terrestre. El ambiente de vibración senoidal esta expresado como una amplitud de la aceleración en g sobre el intervalo de frecuencia para el cual las amplitudes son significantes. Esto es, aquellos cuya amplitud de la aceleración excede 0.016 veces la frecuencia en Hz. Lo anterior se basa en la respuesta de la amplitud de velocidad de 1.27 metros por segundo (50 pulgadas por segundo) cuando la vibración es aplicada a un sistema de un solo grado de libertad teniendo una Q de 50 la resolución del ancho de banda no debe ser mayor que el 10 por ciento de la componente de frecuencia senoidal más baja presente. Los ambientes de vibración senoidal esperados extremos y máximos (amplitud del espectro P99/90 y P95/50, respectivamente, por 5.2.3.2) son las bases para el espectro de calificación y aceptación, respectivamente. La duración asociada es la duración equivalente de la fatiga (5.2.3.3), incluyendo vuelo y transportación.

5.2.3.7 AMBIENTE DE GOLPE ESPERADO EXTREMO Y MÁXIMO. Los transitorios de golpe resultan de la aplicación repentina o liberación de cargas asociadas con el despliegue, separación, impacto y liberación de eventos. Tales eventos frecuentemente empleado por los dispositivos de equipo explosivo resultando en la generación de un ambiente de golpe por pirotecnia, caracterizado por transitorios de aceleración de alta frecuencia el cual decae típicamente de 5 a 15 milisegundos. El ambiente de golpe esta expresado como el espectro de respuesta de golpe derivado en g, basado sobre la aceleración máxima absoluta o la aceleración estática inducida equivalente en un sistema ideal, viscoso, de un solo grado de libertad. Su frecuencia natural debe medir del intervalo de al menos 100 Hz a 10,000 Hz para golpe pirotécnico o una perturbación de golpe comparable, a intervalos no mayores que 1/6 de octava y para una amplificación resonante (Q) de 10. Los ambientes de golpe esperado extremo y máximo (espectro de respuesta de golpe P99/90 y P95/50, respectivamente, por 5.2.3.2) son las bases para el espectro de pruebas de calificación y aceptación, respectivamente.

5.2.4 TÉRMINOS ESTRUCTURALES.

5.2.4.1 FACTOR DE EXPLOSIÓN. El factor de explosión es el factor multiplicador aplicado a la presión máxima operativa esperada para obtener el diseño de presión de explosión. El factor de explosión es sinónimo del ultimo factor de presión.

5.2.4.2 PRESIÓN DE DISEÑO DE EXPLOSIÓN. La presión de diseño de explosión es la prueba que los componentes bajo presión deben soportar sin ruptura en los ambientes operativos aplicables. Es igual al producto de la presión máxima operativa esperada y el factor de explosión.

5.2.4.3 FACTOR DE DISEÑO DE SEGURIDAD. El factor de diseño de seguridad es el factor de multiplicación usado en el análisis de diseño para contar las incertidumbres tales como las propiedades de material, los procedimientos de diseño y los procedimientos de manufactura. El factor de diseño de seguridad es también llamado el factor de seguridad del diseño, factor de diseño de seguridad o simplemente el factor seguridad. En general, se especifican dos tipos de factores de diseño de seguridad: el factor permitido de diseño de seguridad y el ultimo factor de diseño de seguridad.

5.2.4.4 DISEÑO ÚLTIMO DE CARGA. El diseño ultimo de carga es la carga o la combinación de cargas, que la estructura debe soportar sin la ruptura o desplome en los ambientes operativos aplicables. Es igual al producto de la carga limite y el ultimo factor de diseño de seguridad.

5.2.4.5 DISEÑO DE CARGA PERMITIDA. El diseño de carga permitida es la carga o combinación de cargas que la estructura debe soportar durante su vida en servicio y la acción en asociación con los ambientes operativos aplicables producen en el diseño o una condición extrema de carga para la estructura. Cuando se aplica el estimado estadístico, la carga límite es aquella que no espera ser excedida en al menos el 99 por ciento de los vuelos, estimado con un 90 por ciento de confianza.

5.2.4.6 CARGA LIMITE. Una carga límite es la más alta carga o combinación de cargas que pueden ser aplicadas a la estructura durante su vida en servicio y el actuar en asociación con los ambientes operativos aplicables producen un diseño o condiciones de carga extremos para esa estructura. Cuando un estimado estadístico es aplicado, la carga límite es aquella carga no esperada a ser excedida sobre al menos el 99 por ciento de los vuelos, estimados con 90 por ciento de confianza.

5.2.4.7 PRESIÓN MÁXIMA OPERATIVA ESPERADA (MEOP). El MEOP es la más alta presión calibrada que un dispositivo en un subsistema bajo presión puede experimentar durante su vida en servicio y guardar su funcionalidad, en asociación con los ambientes operativos aplicables. El MEOP es sinónimo con la presión límite o presión máxima operativa (MOP) o máxima presión de trabajo (MWP). Incluido esta el efecto de la presión máxima merma, fluido debido a las aceleraciones del vehículo casi-estables y dinámicas, lodo, golpe de ariete, transitorios de presión y oscilaciones, temperatura y variabilidad operativa de los reguladores o de las válvulas de ayuda.

5.2.4.8 ACELERACIÓN MÁXIMA PRONOSTICADA. La máxima aceleración pronosticada (su valor extremo), definido para el análisis de cargas estructural y para propósitos de prueba, es la aceleración más alta determinada de los efectos combinados de las aceleraciones casi-estables, el ambiente vibro-acústico y la respuesta dinámica a tales eventos de vuelo transitorios significantes como el despegue, encendido y apagado de motores; máxima presión dinámica transversal y transónica; explosión y separación del vehículo. El intervalo de frecuencia de preocupación es usualmente limitado por debajo de los 50 Hz para cargas estructurales resultando de eventos transitorios notados, y por debajo de 300 Hz para cargas estructurales secundarias resultando de los ambientes de vibración y acústicos. Las aceleraciones máximas se pronostican para cada uno de los tres ejes perpendiculares y en ambas direcciones tanto positiva como negativa. Cuando se aplica un estimado estadístico, la aceleración máxima pronosticada es al menos esa aceleración no esperada a ser excedida sobre el 99 por ciento de los vuelos, estimada con una confianza del 90 por ciento (P99/90).

5.2.4.9 DESVIACIONES OPERACIONALES. Las desviaciones operacionales son las desviaciones impuestas sobre la estructura durante la operación (por ejemplo, por la suspensión del vector de golpe del motor, diferenciales térmicos, aceleraciones de vuelo y vibración mecánica).

5.2.4.10 COMPONENTE DE PRESIÓN. Un componente de presión es una unidad en un subsistema bajo presión, otra diferente de la vasija de presión que es estructuralmente grande, diseñada por las acciones de presión. Algunos ejemplos son las líneas, los tubos, montajes, válvulas, mangueras, reguladores, bombas y acumuladores.

5.2.4.11 VASIJA DE PRESIÓN. Una vasija de presión es un componente estructural cuyo propósito primario es el almacenar fluidos bajo presión y se aplica alguno de los siguientes:

- a. Contiene energía almacenada de 19,310 joules (14,240 libras pies) o mayores basados sobre expansiones adiabáticas (transformación que se produce sin cambios térmicos con el exterior) de un gas perfecto.
- b. Contenedor de gas o líquido que podría poner en peligro al personal, equipo o crear una desgracia (accidente) si se libera.
- c. Podría experimentar una presión límite de diseño mayor que 690 kilopascales (100 psi).

5.2.4.12 ESTRUCTURA BAJO PRESIÓN. Una estructura bajo presión es una estructura diseñada para mantener una presión interna y cargas estructurales del vehículo. Un tanque propulsor principal del vehículo de lanzamiento es un típico ejemplo.

5.2.4.13 SUBSISTEMA BAJO PRESIÓN. Un subsistema bajo presión consiste de una vasija de presión (5.2.4.11), estructuras bajo presión (5.2.4.12), o ambas, y componentes bajo presión (5.2.4.10). Se excluyen las unidades eléctricas y de control requeridos para la operación del subsistema.

5.2.4.14 FACTOR DE PRUEBA. El factor de prueba es un factor de multiplicación aplicado a la carga límite o a la presión operativa máxima esperada, para obtener la carga de prueba o presión de prueba para uso en el examen de prueba.

5.2.4.15 PRUEBA DE RESISTENCIA. Una prueba de resistencia es la prueba de aceptación usada para probar la integridad estructural de la unidad o ensamble, o para establecer los tamaños máximos de fallas para determinar la vida segura. La prueba de resistencia da evidencia de la fabricación satisfactoria y de la calidad del material requiriendo la ausencia de fracasos o deformaciones nocivas.

5.2.4.16 COMPONENTE ESTRUCTURAL. Una unidad mecánica es considerada un componente estructural si su función primaria es el sostener la carga o mantener la alineación.

5.2.5 OTRAS DEFINICIONES.

5.2.5.1 AMBIENTE. El ambiente para las pruebas terrestres está definido como las condiciones normales del cuarto con temperatura de 23 ± 10 °C (73 ± 18 °F), la presión atmosférica de $101 +2/-23$ kilopascales ($29.9 +0.6/-6.8$ pulgadas de mercurio), y una humedad relativa de 50 ± 30 por ciento.

5.2.5.2 NIVEL DE TOLERANCIA DE CONTAMINACIÓN. El nivel de tolerancia de la contaminación es el valor del tamaño de la partícula contaminante o nivel de contaminación, al cual un desempeño específico, confiabilidad o vida esperada del dispositivo se afecta adversamente.

5.2.5.3 MODOS OPERACIONALES. Los modos operacionales de la unidad, ensamble, subsistema o sistema incluyen todas las combinaciones de las configuraciones operacionales o condiciones que puedan ocurrir durante su vida en servicio. Algunos ejemplos son: condiciones de potencia, modo de comando, modo de lectura, modo de control de altura, modo de manejo de la redundancia, modo seguro y las condiciones de giro o desgiro (frenado).

5.2.5.4 OTRAS PRUEBAS. La "otra" prueba es una prueba que puede ser requerida para una evaluación de sus beneficios en una base de caja por caja. Se deben tener en cuenta los requisitos especiales de uso y peculiaridades del artículo o dispositivo de prueba particular. Si la evaluación muestra que la "otra" prueba es efectiva, se convierte en una prueba "requerida" para ese caso. En general, las "otras" pruebas son pruebas únicas y por eso tienen una baja probabilidad a ser requeridas.

5.2.5.5 MARGEN DE CALIFICACIÓN. Un margen de calificación ambiental es el incremento en la condición ambiental, sobre aquella esperada durante la vida en servicio, incluyendo las pruebas de aceptación, para demostrar que las desigualdades adecuadas existen en el diseño y en su implementación. Un margen puede incluir un incremento en el nivel o en el intervalo, un incremento en la duración o ciclos de exposición, así como cualquier otro incremento apropiado en severidad.

La intención de los márgenes de calificación ambiental es demostrar la capacidad para satisfacer todos los siguientes puntos:

- a. Ser tolerante a diferencias en desigualdades y funcionalidades de los dispositivos de vuelo relativo al artículo de calificación, debido a variaciones razonables en las partes, propiedades de los materiales, dimensiones, procesos y manufactura.
- b. Ser inmune a degradación excesiva (tal como fatiga, desgaste, pérdida de las propiedades de los materiales o funcionalidad) después de soportar un máximo específico de pruebas de aceptación previas al uso operacional del artículo de vuelo.
- c. Satisfacer los requisitos bajo las condiciones extremas de vuelo, el cual cuando es expresado estadísticamente son los estimados de P99/90.

5.2.5.6 VIDA EN SERVICIO. La vida en servicio de un dispositivo inicia en la terminación de la fabricación y continua a través de todas las pruebas de aceptación, manejo, almacenamiento, transportación, pruebas de prelanzamiento, todas las fases de lanzamiento, operaciones orbitales, disposición, re-entrada o recuperación en órbita, restauración, reprobación y re-uso que se pueda requerir o especificar.

5.2.5.7 ESTABILIZACIÓN DE LA TEMPERATURA. Para las pruebas de vacío térmico y ciclo térmico, la estabilización de la temperatura para una unidad es conseguida cuando la placa base (baseplate) de la unidad esta dentro de las tolerancias de prueba permitidas sobre la temperatura de prueba específica y la tasa o razón de cambio de la temperatura ha sido menor que 3 °C por hora por 30 minutos. Para pruebas de balance térmico de estado estable, la estabilización de la temperatura es conseguida cuando la unidad teniendo una constante de tiempo térmica grande se encuentra dentro de 3 °C de su valor de estado estable, determinado por extrapolación numérica de las temperaturas de prueba y la razón o tasa de cambio es menos que 1 °C por hora.

5.2.5.8 DISCREPANCIAS EN LAS PRUEBAS. Una discrepancia en la prueba es una anomalía funcional o estructural que ocurre durante la prueba, la cual se puede revelar por si misma como una desviación de los requisitos de la especificación para el artículo de prueba. Una discrepancia en la prueba puede ser momentánea, una anomalía irreplicable o puede ser una falla permanente para responder en el sentido pronosticado a una combinación específica del ambiente de la prueba y a un estímulo de la funcionalidad de la prueba. Las discrepancias de la prueba incluyen aquellas asociadas con el desempeño funcional, operación prematura, falla al operar o cese de la operación en el tiempo prescrito y otras que son únicos del dispositivo.

Una discrepancia de la prueba puede ser debida a la falla del dispositivo de prueba o pueden ser debida a alguna causa sin intención tales como la configuración de la prueba, instrumentación de la prueba, potencia suministrada, procedimientos de prueba o software de computadora usado.

5.2.5.9 FRACASO DEL DISPOSITIVO DE PRUEBA. Un fracaso del artículo de prueba es definido como una discrepancia de la prueba debida al diseño, manufactura o deficiencia de la calidad en el dispositivo que esta siendo probado. Cualquier discrepancia de la prueba es considerada fracaso del dispositivo de prueba al menos que sea determinada a tener debido a alguna causa sin intención.

5.2.5.10 DURACIÓN TÉRMICA DEL REMOJO (THERMAL SOAK DURATION). La duración térmica del remojo de la unidad en los ciclos térmicos extremos altos y bajos es el tiempo que la unidad esta operando y su placa base (baseplate) es continuamente mantenida dentro de las tolerancias permitidas de la temperatura de prueba especificada.

5.3 REQUISITOS GENERALES.

Esta sección establece los requisitos generales para todas las categorías de las pruebas. Incluyendo la adaptación de los requisitos, filosofía de pruebas, pruebas al equipo de propulsión, pruebas al firmware, inspecciones, tolerancias a las condiciones de prueba, planes y procedimientos de pruebas, reprobación y documentación.

5.3.1 ADAPTACIÓN DE LOS REQUISITOS.

Este programa establece una línea base de requisitos a los cuales se deben de adaptar para satisfacer las necesidades de un programa en particular. Las implicaciones programáticas de imponer cada requisito deben de ser evaluadas. Esto no solo incluye el costo directo contra beneficios, sino también los riesgos y costos potenciales de no imponer requisitos. Si la adaptación extensa de los requisitos es apropiada para un programa en particular, la agencia procuradora puede proveer un resumen de la aplicabilidad de estos párrafos.

5.3.2 FILOSOFÍA DE LAS PRUEBAS.

El programa de pruebas completo para vehículos de lanzamiento, vehículos de fase alta y vehículos espaciales comprenden pruebas de desarrollo, calificación, aceptación, validación de prelanzamiento y pruebas operacionales de seguimiento y evaluaciones. Se deben de seleccionar los métodos de prueba, ambientes, y parámetros a medir para permitir la recolección de parámetros de diseño empírico y la correlación de datos a través del programa de pruebas completo. Un programa de pruebas completo requiere la realización de los objetivos específicos de las prueba previo a la realización de otros. El programa de pruebas cubre o incluye a las pruebas de ensambles más complejos de hardware y el de software de computadoras. La conveniencia del diseño se debe demostrar en las pruebas de desempeño de manera temprana previa a las pruebas de los ensambles más complejos o combinaciones en la progresión y previo al inicio de las pruebas de calificación formal. Todas las pruebas de calificación hechas a un artículo o dispositivo se deben concluir y consecuentemente se incorporan mejoras al diseño, previos a la iniciación de las pruebas de aceptación del hardware de vuelo para ese artículo. En general, los artículos de hardware sujetos a pruebas de calificación que no son capaces a vuelo, no ha habido ninguna demostración que le reste vida por fatiga y puntos de desgaste.

Aquellos ambientes no especificados en este programa pueden se lo suficientemente fuertes como para garantizar una calificación adicional además de una posible prueba de aceptación. En estos ambientes se pueden incluir tales como los de radiación nuclear y electromagnética así también las condiciones climáticas no especificadas como iluminación.

Se intenta imponer secuencialmente las pruebas ambientales especificadas, en lugar de la combinación. No obstante, las características en el diseño de hardware o de los ambientes de servicio puedan garantizar la imposición de ambientes combinados en algunas pruebas. Algunos ejemplos son: temperatura combinada, aceleración y vibración cuando las unidades se prueban empleando aislantes elastómericos en su diseño, y la combinación de golpes, vibración y presión cuando se prueban componentes bajo presión o presurizados. En la formulación de los requisitos de pruebas en estas situaciones, se deben de imponer unas combinaciones lógicas de factores ambientales para mejorar la efectividad de las pruebas.

5.3.3 PRUEBAS AL EQUIPO DE PROPULSIÓN.

En general, las pruebas de motores de cohetes sólidos y a motores de cohete líquidos no se dirigen en este programa. De cualquier modo, las unidades que poseen un subsistema con vehículo de propulsión, incluyendo unidades que son integradas o montadas sobre un motor o maquina, se cubren por este programa y deben ser sometidas a pruebas de calificación y de aceptación. Las pruebas a una unidad sobre un motor durante las pruebas de aceptación del encendido pueden ser sustituidas por parte de la unidad al nivel de prueba de aceptación si se pueden establecer que los ambientes y su duración satisfacen la intención del criterio de aceptación de la prueba individual o si tales unidades no son responsables de las pruebas individuales. Deben de satisfacer los requisitos aplicables a la unidad de este programa, las pruebas ambientales de empuje (tales como cohetes de las fases, retro-cohetes, cohetes para el control de posición).

5.3.3.1 PRUEBAS DE ACEPTACIÓN PARA LA UNIDAD REEMPLAZABLE DE LÍNEA DEL MOTOR (LRU). Un motor LRU es una unidad la cual puede ser removida del mismo y ser reemplazada por una nueva unidad sin requerir pruebas de re-aceptación de encendido del motor con la unidad nueva. Si la unidad remplazada estaba incluida en las pruebas de aceptación de encendido del motor como parte de su prueba de aceptación, entonces la unidad reemplazante

debe ser sujeta a tales pruebas sobre el motor o someterse a pruebas de aceptación a nivel unidad. Las pruebas equivalentes deben de considerar todos los ambientes apropiados tales como temperatura, vibración, presión, vacío y químicos. Las pruebas deben de demostrar la funcionalidad de la unidad bajo condiciones similares a aquellas logradas en las pruebas de aceptación de encendido del motor y para vuelo.

5.3.3.2 PRUEBAS DE CALIFICACIÓN PARA LA UNIDAD REEMPLAZABLE DE LÍNEA DEL MOTOR (LRU). Todas las LRU del motor deben ser calificadas a nivel unidad para los requisitos de este programa.

5.4 PRUEBAS AL FIRMWARE.

El firmware es la combinación del hardware del dispositivo y las instrucciones o datos de la computadora que residen como software de solo lectura en el hardware del dispositivo. El software no puede ser modificado prontamente bajo el programa de control. El firmware que cae bajo la intención y propósito del dispositivo comercial fuera del contenedor (COTS) debe ser probado como COTS. El firmware que no esta en COTS debe ser probado como un artículo de desarrollo sujeto a los requisitos de prueba de este documento. El elemento de software del firmware debe ser probado como software, y el elemento del hardware del firmware debe ser probado como hardware.

5.5 INSPECCIONES.

Todas las unidades y los ensamble de niveles más altos deben ser inspeccionados para identificar las discrepancias antes y después de las pruebas, incluyendo pruebas desarrolladas en el lugar de lanzamiento. Las inspecciones del hardware de vuelo no deben ocasionar el levantamiento de las cubiertas de la unidad ni desensamble, al menos que se especifique en los procedimientos de prueba. Deben de incluirse chequeos aplicables a los acabados, identificación de marcas y limpieza. Se deben medir peso, dimensiones, torques en lo apretado de las abrazaderas y fuerzas de quebrado para determinar la conformidad con las especificaciones.

5.6 TOLERANCIAS DE LAS CONDICIONES DE PRUEBA.

Al menos que se especifique de otra forma, los parámetros de pruebas especificados se deben de asumir para incluir las tolerancias máximas permitidas en la tabla 15. Para condiciones externas a los intervalos especificados, las tolerancias deben ser apropiadas para el propósito de las pruebas.

5.7 PLANES Y PROCEDIMIENTOS DE PRUEBA.

Los planes y procedimientos de prueba deben ser documentados con detalle suficiente para proveer la estructura para identificar e interrelacionar todas las pruebas individuales y procedimientos de prueba necesarios.

5.7.1 PLANES DE PRUEBA. Los planes de prueba deben de proveer una descripción general de cada prueba planeada y las condiciones de las pruebas. Los planes de prueba deben ser basados en un análisis de la misión función a función para cualquier requisito de prueba específico. Para el grado practicable, las pruebas deben ser planeadas y ejecutadas para cumplir ampliamente los objetivos de la prueba desde el desarrollo a través de las operaciones. Los objetivos de las pruebas deben ser planeados para verificar lo conforme con el diseño y los requisitos específicos de los artículos envueltos, incluyendo interfaces. Los planes de prueba deben incorporarse por referencia o directamente documentarse como sigue:

- a. Un informe de respaldo de proyectos aplicables y de las descripciones de los artículos de prueba cubiertos (tales como sistemas, vehículos, equipo terrestre).
- b. La filosofía de todas las prueba debe ser la aproximación de la prueba y el objetivo de la prueba para cada artículo incluyendo cualquier adaptación especial o interpretación de diseño y requisitos de prueba.

- c. La asignación de requisitos de ensamble a niveles de prueba apropiados. Usualmente esta es referencia a los requisitos de los listados de matrices de rastreo de todos los requisitos de diseño e indicando una referencia para el método de verificación y para el nivel de ensamble aplicable.
- d. La identificación de las zonas de prueba ambientales separadas (tales como motores, encendidos o carga útil).
- e. La identificación de los estados o modos separados donde la configuración o los niveles ambientales puedan diferir (tales como las pruebas, lanzamiento, transferencia a la fase alta, en órbita, eclipse, re-entrada).
- f. Las especificaciones ambientales o perfiles ambientales de ciclo de vida para cada una de las zonas de prueba ambientales.
- g. Equipo de prueba especial requerido, instalaciones, interfaces, y requisitos de tiempo.
- h. Herramientas y camas de prueba requeridas incluyendo las planeadas en las pruebas de calificación para las herramientas de prueba y camas de prueba para demostrar que están representados en un ambiente del sistema operacional y para verificar que las interfaces simuladas son correctas.
- i. Los estándares ha ser usados para el grabado de los datos de prueba sobre medios electrónicos computacionales, tales como discos o cintas magnéticas, para facilitar la acumulación simulada y ordenación de los datos.
- j. La revisión y aprobación de los procesos a ser seguidos por los planes y procedimientos de prueba, y para hacer cambios a planes y procedimientos de prueba aprobados.
- k. Esquema de pruebas de todo, mostrando la conformidad con los esquemas del programa incluyendo la disponibilidad de esquemas de los artículos de prueba, instalaciones de prueba, equipo de prueba especial y procedimientos.

5.7.2 PROCEDIMIENTOS DE PRUEBA. Las pruebas deben ser conducidas usando procedimientos de prueba documentados, preparados para desempeñar todas las pruebas requeridas de acuerdo con los objetivos de las mismas en los planes de prueba aprobados. Los objetivos, criterios tales como de pasa o falla entre otros de las pruebas deben ser manifestados claramente en los procedimientos de prueba. Los procedimientos de prueba deben cubrir todas las operaciones en detalle suficiente para que no quede duda en la ejecución de ningún paso. Los objetivos y criterios de prueba deben ser manifestados claramente para relacionar el diseño o las especificaciones de las operaciones. Donde sea apropiado, los requisitos mínimos para validar los datos y para el criterio de pasa-falla se deben de proveer al nivel de paso de procedimiento. El rastreo debe ser proveído de las especificaciones o requisitos de los procedimientos de prueba. Donde sea practico, los pasos de los procedimientos individuales que satisfacen los requisitos deben ser identificados. Los procedimientos para cada articulo deben incluir, como mínimo, descripciones de lo siguiente:

- a. Criterios, objetivos, suposiciones y contenciones.
- b. Configuración de la prueba.
- c. Requisitos de inicialización.
- d. Datos de entrada.
- e. Instrumentación de prueba.
- f. Resultados de las pruebas esperados intermedios
- g. Requisitos para el grabado de los datos de salida.
- h. Datos de salida esperados.
- i. Requisitos mínimos para datos validos a considerar para una prueba exitosa.
- j. Criterio de pasa-falla para evaluar los resultados.
- k. Consideraciones seguras y condiciones peligrosas.

Tabla 15. Tolerancias de las pruebas máximas permisibles.

Parámetro de prueba	Tolerancia de la prueba
Temperatura -54 °C a +100 °C	± 3 °C
Humedad relativa	± 5 por ciento
Aceleración	+ 10/-0 por ciento
Carga estática y presión	+ 5/-0 por ciento
Presión atmosférica	
Por encima 133 pascales (>1 Torr)	± 10 por ciento
133 a 0.133 pascales (1 Torr a 0.001 Torr)	± 25 por ciento
Por debajo 0.133 pascales (<0.001 Torr)	± 80 por ciento
Amplitud de la vibración senoidal.	± 10 por ciento
Densidad espectral de potencia de la vibración aleatoria	
Frecuencias BW máximo de control	
20 a 100 Hz 10 Hz	± 1.5 dB
100 a 1000 Hz 10 % de frecuencia media	± 1.5 dB
1000 a 2000 Hz	± 3.0 dB
Por encima	± 1.0 dB

Nota: Los anchos de banda (BW) de control pueden ser combinados para propósitos de evaluación de tolerancias. Los grados de libertad estadísticos deben de ser al menos 100.

Niveles de presión del sonido	
1/3- Octava frecuencias de media banda	
20 a 100 Hz	± 5.0 dB
50 a 2000 Hz	± 3.0 dB
2500 a 10000 Hz	± 5.0 dB
Por encima	± 1.5 dB

Nota: Los grados de libertad estadísticos deben de ser al menos 100.

Espectro de respuesta al golpe (Aceleración pico absoluta, Q = 10)	
Frecuencias naturales espaciadas a intervalos de 1/6 - Octava	
Por debajo y a 3000 Hz	± 6.0 dB
Por encima de 3000 Hz	± 9.0/-6.0 dB

Nota: Al menos el 50% de los valores del espectro deben ser mayores que la especificación de prueba nominal

5.8 RE-EXAMINACIÓN.

Siempre que el diseño del hardware sea cambiado, el hardware envuelto debe ser reexaminado, como sea necesario y toda la documentación pertinente de los cambios debe ser revisada. Cuando se reexamina un artículo rediseñado, pueden ser satisfactorias unas pruebas limitadas tanto como sea adecuado para verificar el rediseño, esto para confirmar que el rediseño no se invalida en las pruebas y para mostrar que no se han introducido problemas.

De cualquier modo, se debe ejercitar con este concepto limitado de reexaminación desde incluso cambios pequeños que pueden potencialmente afectar los artículos en modos inesperados.

Las reexaminaciones también pueden ser necesarias si una discrepancia de la prueba ocurre mientras se desarrolla cualquiera de los pasos requeridos de las pruebas. En este caso, conducir o llevar a cabo un análisis de fallas apropiado juega una parte importante en determinar el tipo y grado de reexaminación. El análisis de fallas debe de incluir la determinación de si una falla ocurre, la causa de la falla, los síntomas de la falla y el aislamiento de la falla al artículo más pequeño reemplazable.

5.8.1 REEXAMINACIÓN DURANTE LA CALIFICACIÓN O ACEPTACIÓN. Si existe una discrepancia en la prueba durante pruebas de calificación o aceptación, la prueba debe continuar sin acción correctiva si el artículo discrepante o código de software no afecta la validez de los datos de prueba obtenida por la continuación de la prueba, en caso contrario la prueba debe ser interrumpida y la discrepancia verificada. Hasta el punto práctico, la configuración de la prueba no debe de modificarse hasta que la causa de la discrepancia ha sido aislada y verificada.

Si la discrepancia es causada por la configuración de la prueba, el software de la prueba, o una falla en el equipo de prueba, la prueba debe ser conducida el tiempo de diferencia continuando después de que la causa es removida y se completan las reparaciones, tanto como la discrepancia no sobre esfuerce al artículo bajo prueba. Si la discrepancia es causada por la falla del dispositivo bajo prueba, el análisis de falla preliminar y las acciones correctivas apropiadas deben ser normalmente completadas y propiamente documentadas antes de que las pruebas se continúen. Las reexaminaciones se pueden requerir para establecer las bases para determinar la conformidad del artículo de prueba a una especificación o requisito y puede ser requerido para evaluar la disponibilidad de los artículos de prueba para las pruebas de sistemas integrados.

5.8.2 REEXAMINACIÓN DURANTE LA VALIDACIÓN DEL PRELANZAMIENTO. Si ocurre una discrepancia durante las pruebas de validación del prelanzamiento (probando sistemas ya integrados) ésta debe ser documentada para su evaluación más adelante. El director de la prueba es responsable de evaluar el efecto de la discrepancia para determinar si ésta ha arriesgado el éxito probable del resto de la prueba. El director de la prueba puede decidir el continuar o parar la prueba. Si se continua, la prueba se inicia en el paso del procedimiento de prueba diseñado por el director de prueba. Las pruebas de sistemas integrados deben de continuar, donde sea practico, para conservar los medios operacionales críticos en tiempo. Cuando la diferencia o discrepancia ha sido corregida o explicada, la reexaminación puede ser requerida.

5.8.3 REEXAMINACIÓN DURANTE LAS PRUEBAS OPERACIONALES Y EVALUACIONES. Si una diferencia ocurre durante las pruebas operacionales o evaluaciones, debe ser documentada para su evaluación más adelante. La agencia operativa es responsable de la evaluación del efecto de la diferencia para determinar si la diferencia ha arriesgado el éxito probable del resto de la prueba. La agencia operativa es también responsable por determinar el grado de reexaminación requerido.

5.9 DOCUMENTACIÓN.

5.9.1 ARCHIVOS DE DOCUMENTACIÓN DE PRUEBAS. Los planes y procedimientos de pruebas, incluyendo la lista del equipo de prueba, las fechas de calibración y su exactitud, software de computadora, datos de la prueba, el diario de pruebas, los resultados de pruebas y sus conclusiones, los problemas o deficiencias, los análisis pertinentes y sus resoluciones deben ser documentadas y mantenidas. Los archivos de documentación de pruebas deben de mantenerse por los contratantes aplicables por la duración de sus contratos.

5.9.2 DATOS DE LAS PRUEBAS. Se deben de mantener datos de pruebas pertinentes en una forma cuantitativa para permitir la evaluación del desempeño con varias condiciones específicas de prueba; enunciados solo del tipo de pasa o falla pueden ser insuficientes. Los datos de prueba deben ser también comparados a través de las secuencias de pruebas mayores por tendencias o evidencias de comportamientos anómalos. En un grado práctico, todas las mediciones de las pruebas relevantes y las condiciones ambientales impuestas en las unidades deben de grabarse en un medio computacional, como discos, cintas magnéticas o por otros medios permitibles para facilitar la acumulación autónoma y clasificación de los datos de los parámetros críticos de la

prueba. Estas grabaciones intentan ser una acumulación de datos tendientes y parámetros de las pruebas críticos que deben examinarse para determinar los valores fuera de la tolerancia y para firmas o identificaciones características durante los transitorios y modos de conmutación. Para las pruebas de desarrollo y calificación, se deben documentar mediante un resumen de los resultados de las pruebas en forma de reportes de las pruebas. Los reportes de las pruebas deben detallar el grado de éxito para satisfacer los objetivos de las pruebas según los planes de prueba aprobados y deben documentar los resultados de las pruebas, sus deficiencias, los problemas encontrados y resoluciones a problemas.

5.9.3 REGISTRO DE PRUEBAS. La conducción de las pruebas formales debe documentarse en un registro de pruebas. El registro de pruebas debe identificar al personal envuelto además de ser etiquetado en tiempo para permitir una reconstrucción de los eventos de la prueba tales como el tiempo de inicio, tiempo de parada, anomalías y cualquier periodo de interrupción.

5.10 PRUEBAS DE CALIFICACIÓN.

5.10.1 REQUISITOS GENERALES PARA LAS PRUEBAS DE CALIFICACIÓN.

Las pruebas de calificación deben ser dirigidas para demostrar que el diseño, los procesos de fabricación y el programa de aceptación producido para los dispositivos de la misión satisfacen los requisitos de las especificaciones. En adición, las pruebas de calificación deben validar el programa de aceptación planeado incluyendo las técnicas de prueba, los procedimientos, el equipo, la instrumentación y el software. Las líneas base para las pruebas de calificación deben ser adaptadas para cada programa. Cada tipo de artículo de vuelo que va a ser probado para aceptación debe ser sometidos a las pruebas de calificación correspondiente, excepto aquellos dispositivos estructurales que se identifican más adelante.

En general, un solo espécimen de un diseño dado para calificación debe ser expuesto a todas las pruebas ambientales aplicables. El uso de múltiples pruebas de calificación a especímenes puede requerir de dispositivos que se usaran una sola vez (tales como dispositivos explosivos o motores de cohetes de combustible sólido). A parte de estos casos, se pueden usar muchos especímenes para calificación de un diseño dado para reforzar la confianza en el proceso de calificación, pero no se requiere en este programa.

5.10.1.1 CALIFICACIÓN DE HARDWARE. El hardware sujeto a pruebas de calificación deben ser hechas de los dibujos mismos, usando los mismos materiales, herramientas, procesos de fabricación y el nivel de competencia del personal como el que es usado para el hardware de vuelo. Un artículo para un vehículo o subsistema para las pruebas de calificación debe ser fabricado usando unidades de calificación a su máxima extensión práctica. Las modificaciones son permitidas si se requieren para obtener cambios favorables que pueden ser necesarios para dirigir la prueba en una mejor forma. Estos cambios incluyen agregar instrumentación para el grabado de los parámetros funcionales, los límites de control de la prueba o los parámetros de diseño para evaluaciones de ingeniería.

5.10.1.2 NIVELES Y DURACIONES PARA LAS PRUEBAS DE CALIFICACIÓN. Para demostrar los que los márgenes, las condiciones ambientales de calificación se debe forzar al hardware para calificación a condiciones más severas que a las condiciones máximas que puedan sufrir durante su vida en servicio, incluyendo no sólo las de vuelo sino también los tiempos máximos o el número de ciclos que pueden ser acumulados en pruebas de aceptación o de reexaminación. Las pruebas de calificación, no obstante, no deben crear condiciones que exceden los márgenes de los niveles de diseño seguros o que causen modos irreales de falla. Los márgenes típicos sobre niveles y duraciones de pruebas de aceptación y vuelo se resumen en la tabla 15.

5.10.1.3 PRUEBAS DE VACÍO TÉRMICO Y CICLADO TÉRMICO. El número requerido de ciclos térmicos de calificación intentan demostrar la capacidad a soportar 4 veces la fatiga térmica potencial esperada en la vida en servicio. Los requisitos formulados asumen que tal fatiga es dominada por las pruebas de aceptación y no imponen fatigas significantes las pruebas de vuelo además de otros aspectos (tales como transportación). Se asume además que las unidades, debido

a la reexaminación para aceptación, pueden ser sometidas a tantas como 2 veces el número de ciclos térmicos especificados para las pruebas básicas. Si es usado un límite diferente sobre el número de ciclos entonces el número de ciclos requerido para la validación debe ser cambiado según nota 5 de la tabla 17. No se hacen autorizaciones para reexaminaciones de aceptación de los vehículos. Para ambas pruebas, las de vacío térmico y ciclado térmico, los intervalos de temperatura en la tabla 16 son la base del número de ciclos en la tabla 17 para las pruebas de calificación y aceptación.

En casos donde estos requisitos línea base no son apropiados debido a los intervalos de temperatura, lo permitido por la reexaminación de aceptación o la significancia de la misión u otro servicio, el número de ciclos de calificación debe ser modificado por la nota 5 de la tabla 17. También, el número máximo permitido de ciclos térmicos de aceptación puede ser extendido después de la calificación original mediante el desarrollo de pruebas adicionales requeridas en los artículos para la prueba de calificación necesarias para satisfacer los requisitos de la tabla 17. Las unidades eléctricas y electrónicas o las unidades conteniendo elementos eléctricos y electrónicos, son sujetas a múltiples ciclos de vacío térmico y ciclos térmicos con el propósito de descubrir deficiencias en la fabricación por un proceso conocido como "escrutinio de fuerza ambiental" (environmental stress screening). Tales escrutinios se dirigen para identificar defectos que pueden resultar en fallas tempranas. Por lo tanto el número de ciclos impuesto es generalmente sin relación a los ciclos térmicos de la misión. Para las unidades que no contengan elementos eléctricos o electrónicos, solo se requieren pruebas de vacío térmico y el número de ciclos térmicos son considerablemente reducidos.

Tabla 15*. Márgenes y duraciones típicas a nivel prueba de calificación.

Prueba	Unidad	Vehículo
Golpe	6 dB por encima de máximo esperado ambiental, 3 veces en ambas direcciones de los 3 ejes.	1 activación de todos los eventos productores de golpes; 2 activaciones adicionales de eventos controlados.
Acústico *	6 dB por encima de la aceptación por 3 minutos.	6 dB por encima de la aceptación por 2 minutos.
Vibración *	6 dB por encima de la aceptación por 3 minutos, cada uno de los 3 ejes.	6 dB por encima de la aceptación por 2 minutos, cada uno de los 3 ejes.
Vacío térmico	10 °C por debajo de la temperatura de aceptación por 6 ciclos.	10 °C por debajo de la temperatura de aceptación por 13 ciclos.
Combinación de vacío térmico y ciclado térmico.	10 °C por debajo de la temperatura de aceptación por 25 ciclos de vacío térmico y 53½ ciclos térmicos.	10 °C por debajo de la temperatura de aceptación por 3 ciclos de vacío térmico y 10 ciclos térmicos.
Carga estática	1.25 veces la carga límite para vuelo no tripulado o 1.4 veces la carga límite para vuelo tripulado, por una duración cercana a los tiempos de carga de vuelo actuales.	Los mismos que de la unidad, pero solo probado a nivel subsistema.

* Se asumen pruebas aceleradas por 5.9.1.4.2. También, las duraciones generalmente son mayores para ambientes dominados por la operaciones de motor sólido o líquido.

Tabla 16. Intervalos de temperatura para pruebas de ciclos térmicos (TC) y vacío térmico (TV).

Pruebas requeridas	Unidad TC & TV	Vehículo	
		TC	TV
Aceptación (ΔT_A)	105 °C ¹	≥50 °C	Nota 3
Calificación (ΔT_Q)	125 °C ²	≥70 °C ²	Nota 4

Notas:

1. Recomendada, pero reducida si es impráctica o incrementada si es necesario para abarcar las temperaturas operacionales.
2. $\Delta T_Q = \Delta T_A + 20$ °C.
3. Gobernada por la unidad que primero se acerque a su límite de temperatura de aceptación caliente o frío.
4. Como la nota 3, pero para límite de temperatura de calificación.

Símbolos:

ΔT_A = Intervalo de temperatura de aceptación.
 ΔT_Q = Intervalo de temperatura de calificación.

5.10.1.4 CALIFICACIÓN ACÚSTICA Y DE VIBRACIÓN. Para los ambientes acústicos y de vibración, las pruebas de calificación son diseñadas para demostrar la capacidad del dispositivo de prueba para soportar cualquiera de los siguientes:

- a. El espectro de prueba de aceptación por 4 veces el máximo de duración permitido de las pruebas de aceptación de los artículos de vuelo, incluyendo cualquier reexaminación.
- b. El espectro extremo esperado (6 dB mayores que la aceptación) por una duración de 4 veces la duración equivalente de fatiga en vuelo, pero por menos de 1 minuto.

La máxima duración permitida para pruebas de aceptación puede ser prolongada después de la calificación original mediante el desarrollo de pruebas adicionales sobre los dispositivos para pruebas de calificación. Si una o más unidades eléctricas o electrónicas son envueltas, estas pruebas acústicas y de vibración adicional deben ser seguidas por al menos 1.5 ciclos térmicos o 1.5 ciclos de vacío térmico.

Según sea el caso se puede utilizar ya sea 5.9.1.4.1 o 5.9.1.4.2 para dirigir las pruebas de calificación

5.10.1.4.1 PRUEBAS DE DOS CONDICIONES. La aproximación de dos condiciones para pruebas de calificación acústicas y de vibración se aplica a la condición primera de prueba (5.9.1.4a). Por ejemplo, si la duración máxima permitida para pruebas de vibración de aceptación por eje es de 6 minutos para cualquier artículo de vuelo, entonces se requieren 24 minutos de vibración al nivel de aceptación por eje para satisfacer la condición de aceptación de la calificación de la parte. Esto sería seguido por una prueba al espectro extremo esperado, típicamente 6 dB mayor por 1 minuto por eje (5.9.1.4b).

5.10.1.4.2 PRUEBAS ACELERADAS. Toda o una porción de la prueba al nivel de aceptación puede ser acelerada reemplazándola por una duración reducida de la prueba al nivel de calificación. En la tabla 18 se muestran los factores de reducción de tiempo, redondeados al entero más cercano, para combinaciones selectas de márgenes y tolerancias máximas de prueba sobre el espectro a cualquier frecuencia. Por ejemplo, si el margen de calificación M es 6 dB y la tolerancia de la prueba sobre el espectro T es tan grande como 3 dB de alguna frecuencia, el factor de reducción de tiempo es 12. Entonces 24 minutos de las pruebas a nivel aceptación podrían ser aceleradas por 2 minutos de prueba a nivel de calificación. Con una duración típica de la prueba de 1 minuto requerida para vuelo, la prueba de calificación para este ejemplo podría aplicar el nivel extremo esperado para un total de 3 minutos por eje.

Tabla 17. Número de ciclos para pruebas de ciclado térmico (TC) y vacío térmico (TV).

Pruebas requeridas	Unidad			Vehículo	
	Aceptación		Calificación	Aceptación	Calificación
	N_a^3	N_{amx}^4	N_Q^5	N_A	$N_Q^{5,6}$
Ambos: TC ²	8.5	17	53.5	4	10
TV	4	8	25	1	3
Solo TV	1	2	6	4	13
Solo TC	12.5	25	78.5		

Notas:

- Número de ciclos correspondiente a los intervalos de temperatura expuestos en la tabla V.
- Las pruebas pueden ser dirigidas en vacío para ser integradas con TV.

3. Para adaptación: $N_A = 10 \left(\frac{125}{\Delta T_A} \right)^{1.4}$ para TC solamente y para la suma de TC y TV cuando

ambos se dirigen.

4. $N_{amx} = 2 N_A$, pero puede ser cambiado para permitir para más o menos reexaminaciones.

5. $N_Q = 4 N_{amx} \left(\frac{\Delta T_A}{\Delta T_Q} \right)^{1.4}$, asumiendo que es insignificante el ciclado de temperatura durante la misión

u otros servicios; si es significativo, el ciclado adicional debe ser requerido usando las mismas base equivalente de fatiga.

6. $N_{amx} = N_A$, asumiendo que las reexaminaciones de aceptación a nivel - vehículo no van a ser dirigidas.

Símbolos:

N_A = Número requerido de ciclos de aceptación.

N_{amx} = Número máximo permisible de ciclos de aceptación, incluyendo reexaminaciones.

N_Q = Número requerido de ciclos de calificación.

Tabla 18. Factores de reducción de tiempo, pruebas acústica y de vibración aleatoria.

Margen M (dB)	Tolerancia máxima de prueba sobre el espectro, T (dB)	Factor de reducción de tiempo
6.0	± 1.5	15
6.0	± 3.0	12
4.5	± 1.5	7
4.5	± 3.0	4
3.0	± 1.5	3
3.0	± 3.0	1

Nota: En general, el factor de reducción de tiempo es $10^{M/5} \left[1 + \left(\frac{4}{3} \right) \sinh^2 \left(\frac{T}{M} \right) \right]^{-1}$, donde T es la suma de el valor absoluto de las tolerancias negativas para las pruebas de calificación y las tolerancias positivas para las pruebas de aceptación

5.11 PRUEBAS DE CALIFICACIÓN A UNIDAD.

Las pruebas de calificación a nivel unidad deben normalmente estar completamente terminadas al nivel de unidad. No obstante en ciertas circunstancias, las pruebas de calificación requeridas para unidad pueden ser parcialmente dirigidas o enteramente a niveles de ensamble de vehículo, subsistema. Las pruebas a unidades tales como los tubos de interconexión, los circuitos de radio, frecuencia y los arneses de cables son ejemplos donde al menos algunas de las pruebas pueden usualmente estar terminadas a niveles mayores de ensamble. Si los ensambles mecánicos, móviles u otras unidades tienen interfaces de fluidos estáticas, dinámicas o están bajo presión

durante su operación, esas condiciones deben ser reproducidas durante las pruebas de calificación a la unidad. El desempeño de la unidad debe satisfacer los requisitos aplicables de la misión sobre el intervalo entero de pruebas ambientales de calificación a las máxima extensión práctica. Al fin de todas las pruebas de calificación requeridas, las unidades de calificación deben ser desensambladas e inspeccionadas.

Cuando las unidades caen dentro de dos o más categorías se deben de aplicar las pruebas específicas requeridas para cada categoría. Por ejemplo, un sensor de estrella puede ser considerado que cae dentro de las categorías de "Electrónica y Eléctrica" y la de "Optica", un cohete con válvulas integradas podría ser considerado que cae dentro de las categorías de "Cohetes" y la de "Válvulas".

5.11.1 PRUEBA FUNCIONAL, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.

5.11.1.1 PROPÓSITO. La prueba funcional verifica que el desempeño de las unidades eléctricas, ópticas y mecánicas satisfacen los requisitos específicos operacionales de la unidad.

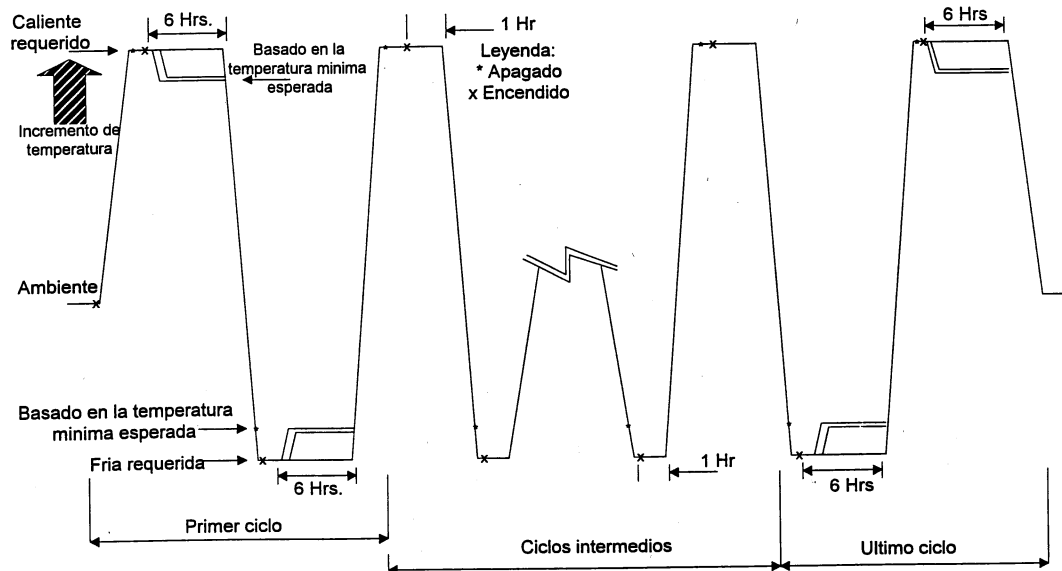
5.11.1.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA. Las pruebas eléctricas deben incluir la aplicación de los voltajes esperados, impedancia, frecuencias, pulsos y formas de onda a las interfaces eléctricas de la unidad, incluyendo todos los circuitos redundantes. Estos parámetros deben de variarse a través de sus intervalos especificados y las secuencias esperadas en operación de vuelo. La salida de la unidad debe ser medida para verificar que la unidad se desempeña en los requisitos especificados. El desempeño funcional deben también incluir continuidad eléctrica, estabilidad, tiempo de respuesta, alineación, presión, fuga y otras pruebas especiales que se relacionan a una configuración de una unidad en particular. Los ensambles mecánicos móviles deben ser probados en la configuración correspondiente al ambiente a ser simulado y podrá estar pasivo u operando correspondiendo a su estado durante la exposición al ambiente correspondiente. Se deben hacer mediciones del tipo de torque contra ángulo y tiempo contra ángulo o mediciones equivalentes lineales para los dispositivos lineales. Donde sea apropiado las pruebas funcionales deben incluir rigidez, humedad, fricción, características de ruptura. Los ensambles mecánicos móviles que contienen redundancia en su diseño deben probar el desempeño requerido en cada modo redundante de operación durante la prueba.

5.11.2 PRUEBA DE CICLADO TÉRMICO, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA.

5.11.2.1 PROPÓSITO. La prueba de ciclado térmico demuestra la capacidad de las unidades eléctricas y electrónicas para operar sobre el intervalo de temperaturas de calificación y para resistir las pruebas de ciclado térmico impuestas durante las pruebas de aceptación.

5.11.2.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA. Con la unidad operando (encendida) y mientras se están monitoreando algunos parámetros perceptibles, la prueba debe seguir el perfil de temperatura de la figura 15. La prueba de la temperatura de control debe ser medida en un lugar representativo de la unidad, tal como en el punto de montaje sobre la base. Cada vez que la temperatura de control es estabilizada (5.2.5.7) en la temperatura caliente, la unidad debe ser apagada y luego ser encendida en temperatura caliente. Luego, con la unidad operando, la temperatura de control debe ser reducida a la temperatura fría y la unidad debe ser apagada.

Para ayudar a alcanzar la temperatura fría, la unidad puede ser apagada cuando la temperatura de la unidad es al menos 10 °C más frío que su temperatura mínima esperada (5.2.3.1). Después de que la unidad ha sido estabilizada a la temperatura fría, la unidad debe ser encendida en frío. El cambio de la temperatura de ambiente a caliente, a frío, y de regreso a ambiente constituye un ciclo térmico.



Nota :

- 1.- La operación es continua excepto cuando el componente es apagado previo al encendido en frío o caliente.
- 2.- Para facilitar el enfriamiento, el componente puede ser apagado durante el descenso de la temperatura por debajo de la temperatura mínima esperada (5.2.3.1).

Figura 15. Perfil típico de un ciclo térmico.

5.11.3 PRUEBA DE VACÍO TÉRMICO, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.

5.11.3.1 PROPÓSITO. La prueba de vacío térmico demuestra la capacidad de la unidad para desempeñarse en el ambiente de vacío térmico de calificación y para resistir la prueba de vacío térmico impuesta sobre las unidades de vuelo durante las pruebas de aceptación. También sirve para verificar el diseño térmico de la unidad.

5.11.3.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA. La unidad debe ser montada en una cámara de vacío sobre un lavabo (sink) de calor térmicamente controlado o en una instalación tal que fuera parecida a la que se va a usar para montarla en el vehículo. Los acabados de las superficies de la unidad, los cuales afectan la transferencia radiada de calor o el área de conducción, deben ser térmicamente igual a aquellas usadas en vuelo espacial. Para las unidades diseñadas para rechazar su desperdicio de calor a través de la base, se debe conectar un sensor de control de temperatura a la base de la unidad o a su disipador. La localidad debe ser escogida para que corresponda lo más cercano posible a los límites de temperatura usados en el análisis de diseño térmico del vehículo o a algún criterio aplicable de la interfaz de la unidad al vehículo. Para los componentes primariamente enfriados por radiación, se debe de escoger un lugar representativo similar a la caja de la unidad. Se deben controlar en las mismas proporciones a las calculadas para el ambiente de vuelo las transferencias de calor de la unidad al lavabo de calor térmicamente controlado y la de transferencia de calor al ambiente. Durante las pruebas del equipo de radio frecuencia (RF) con una posibilidad de multipacción (multipaction), se debe simular un ambiente de radiación nuclear del espacio mediante una fuente de rayos gamma o de rayos X a 4 rads por hora.

La cámara de presión debe ser reducida a las condiciones de vacío requeridas. Las unidades que se requiere que operen durante el ascenso deben estar operando y ser monitoreadas para detectar arcos o coronas durante la reducción de la presión a los niveles más bajos especificados y durante la fase temprana de operación en vacío. A presiones de vacío por debajo de los 133 milipascales (10^{-3} Torr), las unidades deben ser monitoreadas como sea apropiado para asegurar que no ocurra un multicompañado. Las unidades que no operen durante el lanzamiento deben tener aplicada potencia después de que el nivel de presión de la prueba se ha alcanzado.

Un ciclo térmico inicia con las fuentes conductoras o radiadores y lavabos a temperatura ambiente. Con la unidad operando mientras que se monitorean los parámetros perceptibles, la temperatura de la unidad es elevada a la temperatura caliente especificada y mantenida. Todas las unidades eléctricas y electrónicas que operan en órbita deben estar apagadas, luego encendidas en temperatura alta o en caliente después de una duración suficiente para asegurar que la temperatura de la unidad se ha estabilizado (5.2.5.7) y entonces se prueba su funcionalidad. Con la unidad operando, la temperatura de los componentes debe ser reducida a la temperatura fría específica. Para ayudar a alcanzar la temperatura baja o fría especificada, la unidad debe ser apagada cuando la temperatura de la unidad es al menos 10 °C más fría que su temperatura mínima esperada (5.2.3.1). Después de que la unidad ha alcanzado la temperatura fría especificada, la unidad debe ser apagada (si es que no se ha apagado previamente durante la transición) hasta que la temperatura interna se estabiliza (5.2.5.7) y luego reiniciada o encendida en frío y realizar pruebas de su funcionalidad, continuando para mantener la unidad a la temperatura específica hasta el fin del remojo. La temperatura de los remojos debe luego entonces ser aumentada o llevada a la temperatura ambiente. Esto constituye un ciclo térmico completo.

5.11.4 PRUEBA DE VIBRACIÓN, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.

5.11.4.1 PROPÓSITO. La prueba de vibración demuestra la capacidad de la unidad para soportar una duración máxima de la prueba de aceptación correspondiente y entonces satisfacer los requisitos durante y después de la exposición al ambiente extremo dinámico esperado en vuelo.

5.11.4.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA. La unidad debe estar montada en un aparato a través de sus puntos normales de montaje de la unidad. El mismo aparato de montura de la prueba debe ser usado en las pruebas de vibración de calificación y aceptación. Se deben incluir como en la configuración de vuelo los arneses de cables conectados además de las líneas neumáticas e hidráulicas al primer punto de conexión, instrumentación y otros dispositivos conectados. Tal configuración debe ser requerida cuando la unidad que emplea aisladores de golpes y de vibración son probados sobre sus aisladores. Se deben de establecer previo a las pruebas de calificación la compatibilidad del aparato de montura y los medios de control de la prueba. La unidad debe ser probada en cada uno de los 3 ejes ortogonales. Las unidades requeridas para operar bajo presión durante la ascensión deben ser presurizadas para simular las condiciones de vuelo, de los puntos de agarre de la estructura, de fuga y monitorearla para detectar un posible debilitamiento de la presión.

Las unidades diseñadas para operar durante la ascensión y aquellas que sus temperaturas máximas y mínimas esperadas caen fuera del intervalo normal de temperatura, son candidatos para las pruebas combinadas de vibración y temperatura. Cuando tales pruebas son empleadas, las unidades deben ser acondicionadas para estar lo más cercano posible a la temperatura de vuelo del peor de los casos como sea práctico y monitorear la temperatura durante la exposición a la vibración. Las unidades montadas en aisladores de vibración y de golpe deben típicamente requerir pruebas de vibración a niveles de calificación en dos configuraciones. Una primera configuración de la unidad con montura dura (unit hard-mounted) para calificar la prueba al nivel de aceptación si, como es típico, la prueba de aceptación es desarrollada sin los aisladores presentes. La segunda configuración es con la unidad montada sobre los aisladores para la calificación para el ambiente de vuelo. La unidad debe ser montada sobre los mismos aisladores usados en servicio, si es práctico.

5.11.5 PRUEBA ACÚSTICA, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.

5.11.5.1 PROPÓSITO. La prueba acústica demuestra la capacidad de la unidad de superficies grandes, cuya respuesta a la vibración es debida predominantemente a las excitaciones acústicas directas, a soportar una duración máxima de la prueba de aceptación acústica y entonces satisfacer los requisitos durante y después de la exposición a los ambientes extremos dinámicos esperados en vuelo. Para tales unidades, las pruebas acústicas deben ser dirigidas y la prueba de vibración es a discreción.

5.11.6 PRUEBA DE GOLPE, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.

5.11.6.1 PROPÓSITO. La prueba de golpe demuestra la capacidad de la unidad a satisfacer los requisitos durante y después de la exposición a los ambientes de golpe extremos esperados en vuelo (5.2.3.7).

5.11.6.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA. La unidad debe ser montada al aparato a través de los puntos de montura normales de la unidad. Los mismos aparatos de montura de la prueba deben ser usados para las pruebas de calificación y de aceptación. Si se usaran aisladores de golpes durante el servicio, éstos deben ser montados. Los métodos seleccionados de prueba deben ser capaces de satisfacer el espectro de golpe requerido con transitorios que tiene una duración comparable a la duración del golpe esperado en vuelo. Montando la unidad sobre o en una estructura dinámicamente similar provee una prueba más real que lo que sería si se montara en una estructura rígida tal como una armadura de un agitador. Se debe tener cuidado suficiente previo al desarrollo de los mecanismos de prueba para validar los métodos de prueba propuestos antes de las pruebas de calificación del hardware. Los ambientes de prueba deben cumplir con las siguientes condiciones:

- a. Se puede generar un transitorio que tenga el espectro de golpe prescrito dentro de las tolerancias específicas.
- b. El transitorio de golpe aplicado provee una aplicación simultánea de los componentes de frecuencia como lo opuesto a la aplicación en serie. Hacia al final, debe ser un logro para la duración del transitorio de golpe el aproximarse la duración al evento de golpe en servicio. En general, la duración del golpe empleado para el análisis del espectro de golpe no debe exceder de los 20 milisegundos.

5.11.7 PRUEBA DE FUGA, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.

5.11.7.1 PROPÓSITO. La prueba de fuga demuestra la capacidad de los componentes presurizados y las unidades selladas herméticamente para satisfacer los requisitos del diseño específico de la razón o tasa de fuga.

5.11.7.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA. Una razón o tasa aceptable de fuga satisfactoria para los requisitos de la misión se basa en las pruebas de desarrollo y unos análisis apropiados. Una técnica aceptable de medición es aquella que cuenta con variaciones de la razón de fuga con presiones diferenciales y temperaturas altas y bajas además de que tienen el umbral requerido, la resolución y la precisión para detectar cualquier fuga igual o mayor que la razón de fuga máxima aceptable. Se deben dar consideraciones para las pruebas a las unidades a presiones diferenciales mayores o menores que las presiones diferenciales operativas máximas y mínimas para proveer un aseguramiento en los márgenes de calificación para las fugas. Si es apropiado, la prueba de razón de fuga debe ser hecha a las temperaturas de calificación alta y baja con el fluido representativo para determinar las alteraciones de geometría y cambios en la viscosidad.

5.11.8 PRUEBA DE PRESIÓN, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.

5.11.8.1 PROPÓSITO. La prueba de vibración demuestra que los márgenes son adecuados, así las fallas estructurales no ocurrirán antes de que se acerque el diseño de la presión de quemado o que no ocurrirán deformaciones excesivas a la presión máxima esperada de operación (MEOP).

5.11.9 PRUEBA DE ACELERACIÓN, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.

5.11.9.1 PROPÓSITO. La prueba de aceleración demuestra la capacidad de la unidad a soportar o, si es apropiado, el operar en el ambiente de aceleración al nivel de calificación.

5.11.10 PRUEBA DE VIDA, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.

5.11.10.1 PROPÓSITO. La prueba de vida se aplica a las unidades que podrán tener desgaste, ir a la deriva o con modos de falla del tipo de fatiga y/o degradación en el desempeño tales como las baterías. La prueba demuestra que las unidades tienen la capacidad de desempeñarse dentro de los límites de especificación por una duración máxima o ciclos de operación durante las pruebas terrestres repetidas y en vuelo.

5.11.11 PRUEBA DE COMPATIBILIDAD ELECTROMAGNÉTICA (EMC), CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.

5.11.11.1 PROPÓSITO. La prueba de compatibilidad electromagnética debe demostrar que las características de interferencia electromagnética (emisión y susceptibilidad) de la unidad, bajo condiciones normales de operación, no resultan en un funcionamiento defectuoso de la unidad. También demuestra que la unidad no emite, radia o conduce interferencia la cual puede resultar en un funcionamiento defectuoso de otras unidades.

5.11.11.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA. La prueba debe ser dirigida en acuerdo con los requisitos del estándar MIL-STD-1541. Se debe hacer una evaluación de cada unidad para determinar que pruebas se deben desarrollar como requisitos base.

5.11.12 PRUEBA CLIMÁTICA, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.

5.11.12.1 PROPÓSITO. Estas pruebas demuestran que la unidad es capaz de sobrevivir a exposiciones de varias condiciones climáticas sin degradación excesiva u operar durante su exposición, si es aplicable. Las condiciones de exposición incluyen aquellas impuestas sobre la unidad durante la fabricación, prueba, embarque, almacenaje, preparación para lanzamiento, el lanzamiento en sí, y su re-entrada si se aplica. Estas pueden incluir condiciones como humedad, arena y polvo, lluvia, neblina de sal y ambientes explosivos. Se deben verificar la degradación debido al fango, ozono y el sol por el diseño y la selección del material.

Es la intención que el diseño ambiental del hardware de vuelo no sea innecesariamente manejado por ambientes naturales terrestres. Para lo más extenso posible, el hardware de vuelo debe ser protegido de efectos degradantes potenciales de los ambientes extremos naturales terrestres mediante controles de procedimiento y equipo de apoyo especial. Solo aquellos ambientes que no pueden ser controlados necesitan ser considerados en el diseño y la prueba.

5.11.13 PRUEBA DE HUMEDAD, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.

5.11.13.1 PROPÓSITO. La prueba de humedad demuestra que la unidad es capaz de sobrevivir u operar en ambientes húmedos cálidos si se aplica. En los casos donde la exposición es controlada a través del ciclo de vida para condiciones con menos del 55 por ciento de humedad relativa y los cambios de temperatura no crean condiciones donde ocurra condensación sobre el hardware, no se requiere la verificación por la prueba.

5.11.13.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA Y NIVELES. Para las unidades expuestas a condiciones ambientales sin protección, la prueba de humedad debe ser conforme a el método dado en el MIL-STD-810. Para unidades localizadas sobre protección, pero sobre ambiente sin control, las unidades deben ser instaladas en una cámara de humedad y ser sujetas a las siguientes condiciones (ilustrado en la figura 16).

- a. Condiciones de pre-prueba. La temperatura de la cámara debe estar a las condiciones de ambiente de cuarto con humedad sin control.
- b. Ciclo 1. La temperatura debe ser incrementada a +35 °C por un periodo de 1 hora, luego la humedad debe ser incrementada a no menos del 95 por ciento sobre un periodo de 1 hora con la temperatura mantenida a +35 °C. Estas condiciones se deben mantener por 2 horas. La

temperatura luego debe ser reducida a +2 °C por un periodo de 2 horas con la humedad relativa estabilizada a no menos del 95 por ciento. Estas condiciones deben ser mantenidas por 2 horas.

c. Ciclo 2. El ciclo 1 se debe repetir excepto que la temperatura debe ser incrementada de +2 °C a +35 °C por un periodo de 2 horas; no se agrega humedad a la cámara hasta que la temperatura de +35 °C se ha alcanzado.

d. Ciclo 3. La temperatura de la cámara debe ser incrementada a + 35 °C por un periodo de 2 horas sin agregar humedad a la cámara. La unidad de prueba debe luego ser secada con aire a temperatura de cuarto y con una humedad relativa máxima de 50 por ciento con aire inyectado o soplado a través de la cámara por 6 horas. El volumen del aire usado por minuto debe ser igual de 1 a 3 veces el volumen de la cámara de prueba. Se puede usar un contenedor permisible en lugar de la cámara de prueba para secar la unidad de prueba.

e. Ciclo 4. Si ha sido removida, la unidad debe ser colocada de nuevo en la cámara de prueba y la temperatura incrementada a +35 °C y la humedad relativa incrementada a un 90 por ciento por un periodo de 1 hora; estas condiciones deben ser mantenidas por al menos 1 hora. La temperatura debe luego ser reducida a +2 °C por un periodo de 1 hora con la humedad relativa estabilizada a 90 por ciento; estas condiciones se deben mantener por al menos 1 hora. Debe seguir a esto un ciclo de secado (obsérvese el ciclo 3).

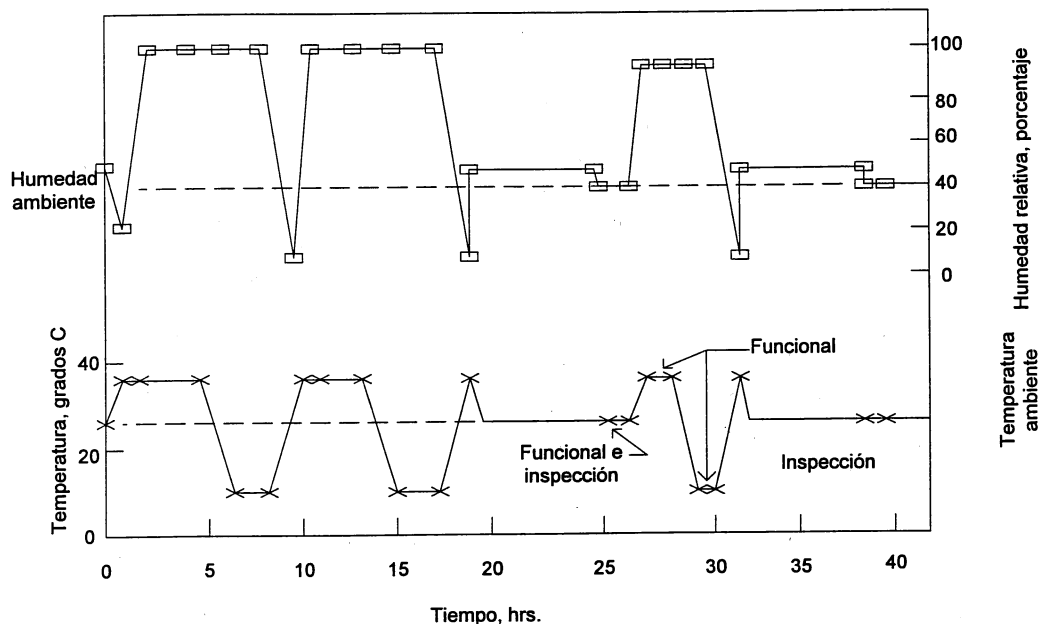


Figura 16. Línea de tiempo para la prueba de humedad.

5.11.14 PRUEBA DE ATMÓSFERA EXPLOSIVA, CALIFICACIÓN DE LA UNIDAD.

5.11.14.1 PROPÓSITO. La prueba de atmósfera explosiva es dirigida para demostrar la operabilidad de la unidad en una mezcla de aire combustible inflamable sin encender la mezcla

5.12 PRUEBAS DE ACEPTACIÓN.

5.12.1 REQUISITOS GENERALES PARA LAS PRUEBAS DE ACEPTACIÓN.

Las pruebas de aceptación deben ser dirigidas como se requieran para demostrar la aceptabilidad de cada dispositivo entregado. Las pruebas deben demostrar lo conforme a los requisitos establecidos en la especificación y proveer una gran seguridad en el control de calidad de la fabricación y determinar las deficiencias en los materiales. Las pruebas de aceptación se intentan para forzar los artículos a que tengan fallas incipientes debido a defectos latentes en las partes, los materiales y en la fabricación. De cualquier modo, las pruebas no deben crear condiciones que exceden los márgenes de diseño seguros apropiados o que causen modos irreales de fallas. Si el

equipo va a ser usado por más de un programa o en diferentes lugares del vehículo, las condiciones de las pruebas de aceptación para el equipo deben cubrir las condiciones de los programas y lugares donde será usado. Los niveles y duraciones típicos para las pruebas de aceptación se resumen en la tabla 19, y se detallan en los párrafos siguientes.

5.12.1.1 INTERVALOS DE TEMPERATURA Y NÚMERO DE CICLOS TÉRMICOS, PRUEBAS DE ACEPTACIÓN.

Los dos requisitos sobre el intervalo de temperatura de aceptación (figura 17) son:

- El intervalo debe comprender las temperaturas máximas y mínimas esperadas (5.2.3.1).
- El intervalo debería ser tan grande como sea practico para satisfacer los propósitos de escrutinio ambiental de fuerza. Un intervalo de 105 °C se recomienda y es la base usada en las tablas 16 y 17.

Para las unidades, se recomiendan los intervalos de -44 a +61°C si el requisito 5.11.1.1a es satisfecho. El número de ciclos debe estar en complacencia con la tabla de los números de ciclos térmicos y de vacío térmico. Si este intervalo de temperatura de 105 °C, más un incremento o decremento de 10 °C para calificación, da como resultado un aumento en los modos de fallas irreales o los requisitos de diseño son irreales, el intervalo puede ser cambiado o reducido a su extensión necesaria. Para compensar un intervalo reducido, el número de ciclos térmicos para las pruebas de aceptación deben ser incrementados según la nota 3 en la tabla 17. Para las unidades expuestas a temperaturas criogénicas, los límites de aceptación de temperaturas deben comprender las temperaturas más altas y las más bajas con márgenes de incertidumbre apropiados. Para las unidades que no contienen elementos eléctricos ni electrónicos, la prueba de aceptación debe tener mínimo 1 ciclo de vacío térmico.

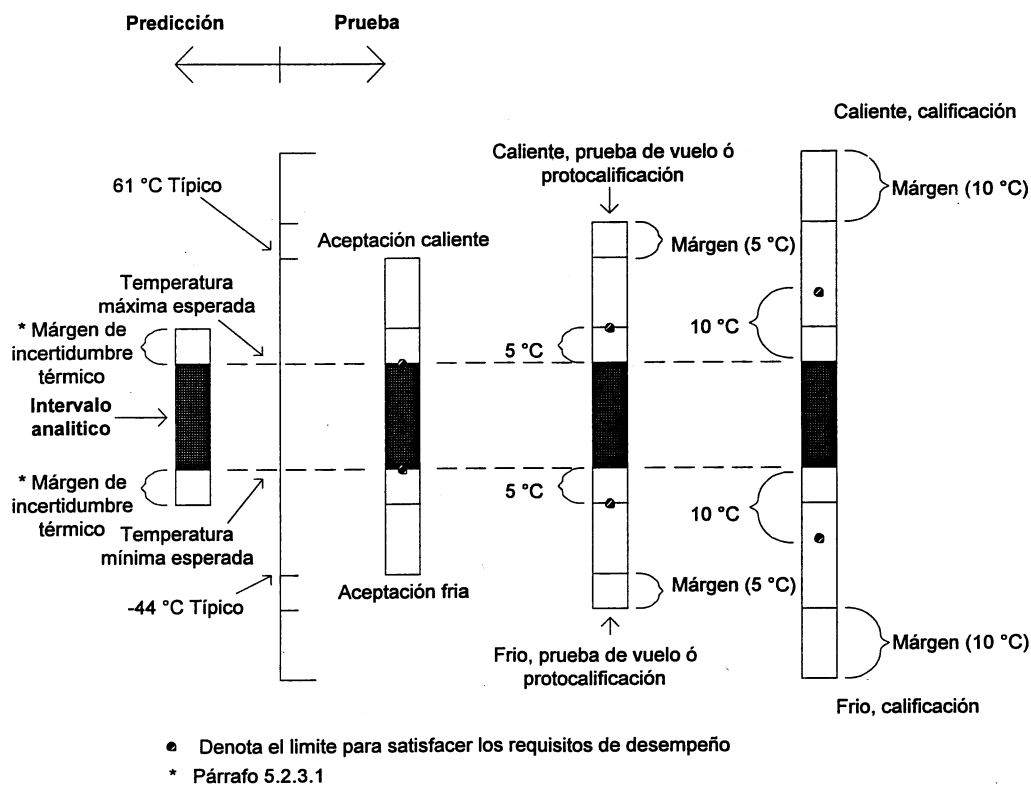


Figura 17. Intervalos de temperatura predichos y de prueba para unidades.

Para pruebas de vacío térmico a vehículos, al menos una unidad debe de acercarse a su temperatura alta de aceptación durante los remojos calientes (hot soaks). Durante los remojos fríos (cold soaks) al menos una unidad debe de acercarse a su temperatura baja de aceptación. Si se selecciona la prueba ambiental de presión de ciclo térmico alternativa, el intervalo mínimo de temperatura debe ser 50 °C. El número de ciclos de vacío térmico y ciclo térmico se especifican en la tabla 17.

5.12.1.2 AMBIENTE ACÚSTICO, PRUEBAS DE ACEPTACIÓN. Las pruebas de aceptación de espectro acústico deben ser de ambiente máximo esperado (5.2.3.4), pero no menos que el espectro mínimo de campo libre en la figura 18. La duración mínima de la prueba de aceptación acústica es 1 minuto.

5.12.1.3 AMBIENTE DE VIBRACIÓN, PRUEBA DE ACEPTACIÓN. La prueba de aceptación del espectro de vibración aleatoria debe de ser de ambiente máximo esperado (5.2.3.5), pero no por debajo del espectro mínimo de acuerdo a la figura 5 para unidad o debajo del espectro mínimo en la figura 6 para un vehículo. El espectro mínimo para la unidad cuya masa no excede 23 kilogramos (50 libras) podría ser evaluada sobre una base individual. La amplitud de la vibración senoidal de aceptación, si es significativa, debe ser aquella de la del ambiente máximo esperado de vibración senoidal (5.2.3.6). Cuando ocurran vibraciones del tipo aleatorio y senoidal durante la vida en servicio (5.2.5.6) estas pueden ser más severas que si se consideran separadamente entonces una combinación apropiada de los dos tipos de vibración se deben usar para la prueba. La duración mínima de la prueba de aceptación de vibración aleatoria debe ser de 1 minuto para cada uno de los 3 ejes ortogonales.

Tabla 19. Niveles y duraciones típicas de pruebas de aceptación.

<i>Prueba</i>	<i>Unidades</i>	<i>Vehículos</i>
Golpe	Espectro mínimo esperado, llevar a cabo en direcciones de 3 ejes	1 activación de eventos productores de golpes significantes
Acústica	Lo mismo que para los vehículos	Envolvente del espectro máximo esperado y espectro mínimo, 1 minuto.
Vibración	Envolvente del espectro máximo y mínimo, 1 minuto en cada uno de 3 ejes.	El mismo para las unidades, excepto el espectro mínimo.
Vacío térmico *	1 ciclo, -44 a +61 °C, vacío a 13.3 milipascuales (10^{-4} Torr)	4 ciclos, -44 a +61 °C. La misma presión que la unidad.
Ciclado térmico *	12.5 ciclos, -44 a +61 °C	Observa 6.2.7
Combinación de vacío y ciclado térmico *	8.5 ciclos térmicos y 4 ciclos de vacío térmico, -44 a +61 °C	Observa 6.2.7
Carga de prueba	Para estructuras unidas y estructuras hechas de materiales compuestos, o teniendo construcciones del tipo sándwich: 1.1 veces la carga límite	El mismo que las unidades, pero solo probado al nivel de subsistema.
Presión de prueba	Para estructuras presurizadas, 1.1 veces la MEOP. Para vasijas de presión y otros componentes de presión, cumplir con el MIL-STD-1522	Lo mismo para las unidades.

* Observa las tablas 16 y 17.

5.12.1.4. PRUEBAS DE ALMACENAJE: ACEPTACIÓN PARA VEHÍCULO, SUBSISTEMA O UNIDAD. Los requisitos para la prueba de almacenaje consisten de pruebas apropiadas después del almacenaje (tales como vibración, carga estática o presión, de temperatura) basadas en el

diseño del vehículo, la duración y las condiciones del almacenaje. Los dispositivos que contengan material sensible a la edad puedan requerir reexaminaciones periódicas y aquellas que tengan elementos gítorios puedan requerir una operación periódica.

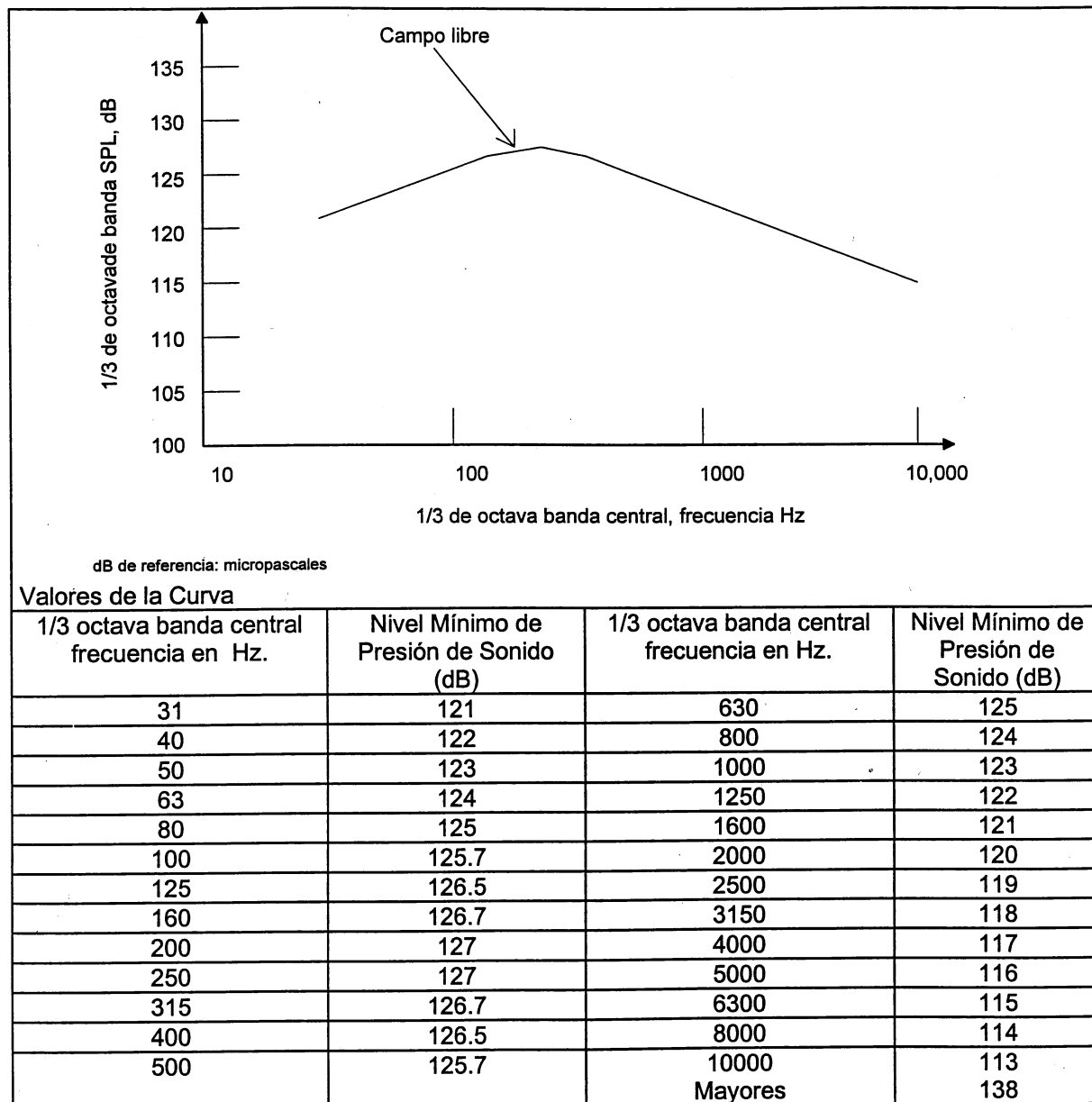


Figura 18. Espectro acústico mínimo de campo libre, pruebas de aceptación para vehículo y unidad.

5.12.2 PRUEBAS DE ACEPTACIÓN DE UNIDADES.

Las pruebas de aceptación de la unidad deben normalmente ser llevadas a cabo enteramente al nivel de unidad. Las pruebas de aceptación de ciertas unidades (tales como las de arreglos solares, los tubos de interconexión, los circuitos de radiofrecuencia y el arnés de cables) pueden ser parcialmente llevadas a cabo a niveles más altos de ensamble.

Cuando las unidades caen dentro de dos o más categorías de la tabla XIII, las pruebas requeridas especificadas para cada categoría se deben de aplicar. Por ejemplo, un sensor de estrella puede ser considerado que cae dentro de las siguientes categorías: "Equipo eléctrico y electrónico" y "Equipo óptico". En este ejemplo, una prueba de ciclado térmico podría ser dirigida para el equipo

electrónico, aún cuando no se requiera para equipo óptico. Similarmente, un actuador eléctrico que maneja un motor cae dentro de las categorías de "Equipo eléctrico y electrónico" y de "Ensamble mecánico móvil".

5.12.2.1 PRUEBA FUNCIONAL, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.

5.12.2.1.1 PROPÓSITO. La prueba funcional verifica que el desempeño eléctrico y mecánico de la unidad satisface los requisitos operacionales específicos de la unidad.

5.12.2.2 Prueba de ciclado térmico, aceptación unidad eléctrica y electrónica. Si se dirige una prueba de ciclado térmico de calificación (5.11.2) en vacío, la prueba de ciclado térmico de aceptación debe ser desarrollada en vacío y combinada con 5.12.2.3.

5.12.2.2.1 PROPÓSITO. La prueba de ciclado térmico detecta los defectos del material y de fabricación previas a la instalación de la unidad en el vehículo, sometiéndola a ciclado térmico.

5.12.2.2.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA. Igual que el 5.11.2.2 excepto que, para ayudar a alcanzar la temperatura baja, la unidad puede ser apagada cuando la temperatura de la unidad este en o por debajo de su temperatura mínima esperada (5.2.3.1).

5.12.2.3 PRUEBA DE VACÍO TÉRMICO, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.

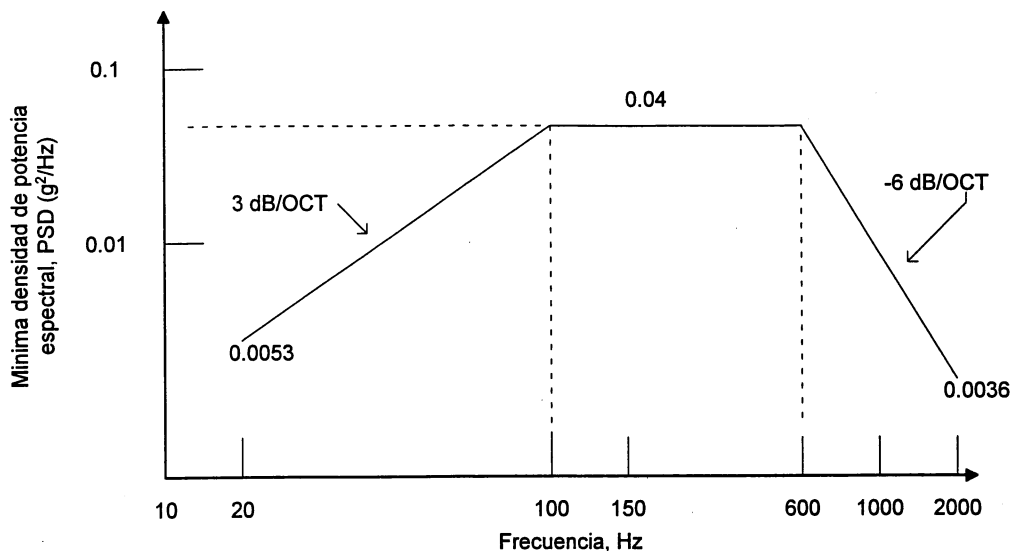
5.12.2.3.1 PROPÓSITO. La prueba de vacío térmico detecta defectos en el material y en la fabricación sometiendo la unidad a un ambiente de vacío térmico.

5.12.2.3.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA. Igual que el 5.11.3.2, excepto que el ambiente de radiación espacial nuclear no necesita ser simulado.

5.12.2.4 PRUEBA DE VIBRACIÓN, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.

5.12.2.4.1 PROPÓSITO. La prueba de vibración detecta defectos en los materiales y en la fabricación sometiendo la unidad a ambientes de vibración.

5.12.2.4.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA. Igual que el 5.11.4.2, excepto que no se requieren las conexiones de las estructuras hidráulicas y neumáticas. Las unidades montadas sobre aisladores de golpe y vibración deben ser normalmente probados sobre una montura dura para asegurar que el espectro mínimo mostrado en la figura 19 es la entrada al dispositivo de prueba.



Valores de la curva	
Frecuencia (Hz)	Mínimo PSD (g^2/Hz)
20	0.0053
20 a 150	+3 dB por octava
150 a 600	0.04
600 a 2000	-6 dB por octava
2000	0.0036
El nivel de aceleración es 6.1 grms	
Nota : Este espectro se aplica solo a las unidades cuya masa no excede los 23 kilogramos (50 libras)	

Figura 19. Espectro mínimo de Vibración aleatoria. Prueba de aceptación de unidad

5.12.2.5 PRUEBA ACÚSTICA, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.

5.12.2.5.1 PROPÓSITO. La prueba acústica detecta defectos en los materiales y en la fabricación sometiendo la unidad a ambientes de acústica.

5.12.2.6 PRUEBA DE GOLPE, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.

5.12.2.6.1 PROPÓSITO. La intención de la prueba de golpe es revelar los defectos en los materiales y en la fabricación de las unidades sometiénolas a ambientes de golpes de alto impacto en vuelo.

5.12.2.6.2 DESCRIPCIÓN DE LA PRUEBA. La unidad debe ser conectada a sus puntos normales de la misma instalación o estructura usada para su prueba de calificación de golpe (5.10.6.2). La unidad debe estar eléctricamente energizada y monitoreada. La técnica de prueba empleada debe ser idéntica a la seleccionada para su calificación, diferenciando solo en el nivel y el número de repeticiones. Se debe desarrollar una prueba funcional a la unidad antes y después de la prueba de golpe. La unidad debe ser energizada durante la prueba. Los circuitos deben ser monitoreados por intermitencia a lo máximo posible.

5.12.2.7 PRUEBA DE RESISTENCIA A CARGA, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD DE ESTRUCTURA.

5.12.2.7.1 PROPÓSITO. La prueba de resistencia de carga debe ser dirigida a todas las unidades estructurales hechas de materiales compuestos o que contengan partes unidas por adhesivos. La prueba de resistencia a la carga detecta defectos en los materiales, los procesos y en la fabricación que podrían responder a resistencias de cargas estructurales. El requisito para la prueba de

resistencia a la carga es desistido si aprueba el método de evaluación no destructivo, con un criterio bien establecido para la aceptación y el rechazo.

5.12.2.8 PRUEBA DE RESISTENCIA DE PRESIÓN, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.

5.12.2.8.1 PROPÓSITO. La prueba de resistencia a la presión detecta defectos en los materiales y en la fabricación que podrían resultar en una falla de la vasija de presión u otra unidad en uso.

5.12.2.9 PRUEBA DE FUGA, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.

5.12.2.9.1 PROPÓSITO. La prueba de fuga o escape demuestra la capacidad de las unidades para satisfacer los requisitos de escape específicos.

5.12.2.10 PRUEBAS DE DESGASTE, ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.

5.12.2.10.1 PROPÓSITO. La prueba de desgaste detecta defectos en los materiales y en la fabricación que ocurren tempranamente en la vida de la unidad y en el desgaste o corrido de las unidades mecánicas que se desempeñaran de manera controlada, suave y consistente.

5.12.2.11 PRUEBA DE COMPATIBILIDAD ELECTROMAGNÉTICA (EMC), ACEPTACIÓN DE LA UNIDAD.

Las pruebas de aceptación limitada de EMC deben ser llevadas a cabo sobre unidades que exhiben características de emisión o susceptibilidad, las cuales pueden afectar adversamente el desempeño del vehículo, para verificar que esas características no se han deteriorado de los niveles de prueba de calificación. Las pruebas deben ser restringidas a solo aquellas necesarias para evaluar esas características críticas.

CAPITULO 6 “ RESULTADOS Y CONCLUSIONES ”

6.1 RESULTADOS.

Al término de este trabajo se lograron obtener los siguientes resultados:

- Primero se muestra el resumen de un programa de pruebas general (tablas 20 y 21), donde se explica cada prueba que se debe de hacer a un satélite, esto es, para cada posible unidad o subsistema se muestra el orden que se debe seguir de acuerdo a las pruebas seleccionadas y dependiendo si se trata de la calificación o aceptación para vuelo; primero se califica el sistema para su uso en el espacio, o sea, que es capaz de ser usado en vuelo espacial y luego se acepta, aquí se comprueba que en realidad soportara las exigencias que encontrará la unidad o subsistema una vez integrado cuando haya alcanzado su órbita.
- Para el caso de las tablas 20 y 21 se muestran como antes se mencionó el orden sugerido de las pruebas así como para el tipo de unidad a la cual se va a someter a dicha prueba pudiendo ser esta el de las antenas, el de electrónica y eléctrica, el de un arreglo solar, de una batería, una válvula o componente de presión, el de una vasija de presión, una unidad térmica, un sistema o unidad óptica o un componente estructural, siendo también sugerido cual es la prueba que es requerida “R”, esto es, un requisito base para la calificación y aceptación de la unidad, la denominada otra prueba “O”, que es la que tiene una baja probabilidad a ser requerida y esta se podría realizar a criterio del Evaluador con el fin de obtener una mayor fiabilidad en nuestro sistema a probar así como las que no tiene razón realizarlas o que no son requeridas “-“.
- Se obtuvo como resultado final un formato donde se muestra la relación de pruebas propuesta a realizar a los sistemas electrónicos del SATEX donde se especifican los parámetros o de donde se debe tener la base para realizar dicha prueba y las mediciones que se deben hacer al concluir dicha prueba, se debe hacer hincapié en que para la realización de dichas pruebas se debe tener una noción probabilística de lo que se va a obtener, esto es, conocer las mediciones básicas como lo pueden ser la media y la varianza así como de desviación estándar entre otros parámetros para obtener los resultados de la prueba, es también necesario el conocer un procedimiento para el control del parámetro del valor medio siendo sugerido el que se muestra en el método 5001 así como también del parámetro de distribución dictado en el método 5002.1 ambos del estándar MIL-STD-883E.

A continuación se muestran las tablas 20 y 21, y después el formato final propuesto, cumpliendo el objetivo propuesto y base de esta tesis, el programa de pruebas para los sistemas electrónicos espaciales.

Tabla 20. Base para la prueba de calificación de unidad

Prueba	Párrafo Sugerido	Secuencia Sugerida	Eléctrica y Electrónica	Antena	MMA	Arreglo Solar	Batería	Válvula o Componente de presión	Vasija de presión o componente	Cohete	Térmico	Óptico	Componente estructural
Inspección ¹	5.4	1	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
Funcional ¹	5.10.1	2	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	-
Fuga ²	5.10.7	3, 6, 12	R	-	R	-	R	R	R	O	O	-	-
Golpe	5.10.6	4	R	O ⁴	O ⁴	O ⁴	O ⁴	O ⁴	O	O ⁴	O ⁴	O ⁴	O
Vibración	5.10.4	5	R	R ⁵	R	R ⁵	R	R	R	R	R	R ⁵	O ⁷
Acústica	5.10.5	5	O	R ⁵	-	R ⁵	-	-	-	-	-	R ⁵	-
Aceleración	5.10.9	7	O	R	O	O	-	-	O	-	-	R	-
Ciclo térmico	5.10.2	8	R	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Vacío térmico	5.10.3	9	R	R	R	R	R	R	O	R	R	R	O
Climático	5.10.12	10	O	O	O	O	O	O	O	O	O	O	-
Resistencia a la presión ³	5.10.8	11	O	-	O	-	R	R	R	R	O	-	-
EMC	5.10.11	13	R	O	O	-	-	-	-	-	-	-	-
Vida	5.10.10	14	O	O	O	O	O	O	R ⁶	R	O	O	O ⁸
Explosión ³	5.10.14	15	O	-	-	-	O	O	R	O	O	-	-

Todos los requisitos de calificación del vehículo a ser especificados por la agencia procuradora.

Los símbolos se indican de la siguiente forma:

R = Requisito base (alta probabilidad a ser requerido).

O = "Otro" (baja probabilidad a ser requerido).

- = No requerido (probabilidad despreciable a ser requerido).

MMA = Mechanical movement assembly

Notas:

1.- Requerido antes y seguido de cada prueba apropiada. Incluye pruebas especiales como sea aplicable.

2.- Requerida cuando el componente este sellado o presurizado.

3.- Requerido cuando el componente este presurizado.

4.- Requerido cuando el espectro máximo de golpe esperado en g's excede 0.8 veces la frecuencia en Hz.

5.- Si se requiere la prueba de acústica ó vibración, la que es mas practica, con la otra en discreción.

6.- Para vasijas de presión, la prueba por MIL-STD-1522. Para componentes con presión, otros fuelles y otros dispositivos o líneas flexibles de fluidos, pruebas de línea son discretas.

7.- Prueba requerida si el componente estructural tiene un bajo margen para fatiga, o no es sujeto a prueba estática de calificación de fuerza.

8.- Para estructuras presurizadas, la prueba de ciclado de presión deben de requerirse.

Tabla 21. Base para la prueba de aceptación de unidad

Prueba	Párrafo Sugerido	Secuencia Sugerida	Eléctrica y Electrónica	Antena	MMA	Arreglo Solar	Batería	Válvula o Componente de presión	Vasija de presión o componente	Cohete	Térmico	Optico	Componente estructural
Inspección ¹	5.4	1	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R
Funcional ¹	5.11.2.1	3	R	R	R	R	R	R	R	R	R	R	-
Fuga ³	5.11.2.9	4,7,12	R	-	R	-	R	R	R	O	O	-	-
Golpe	5.11.2.6	5	O ⁴	-	-	-	-	-	-	-	-	O	-
Vibración	5.11.2.4	6	R	R ⁵	R	R ⁵	R ⁸	R	O	R	R	R ⁵	-
Acústica	5.11.2.5	6	O	R ⁵	-	R ⁵	-	-	-	-	-	R ⁵	-
Ciclo térmico	5.11.2.2	8	R	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Vacío térmico	5.11.2.3	9	R ²	O	R ⁷	O	R ⁸	R	O	R	R	R	O
Desgaste	5.11.2.10	2	-	-	R	-	-	R	-	R	-	-	-
Resistencia a la presión	5.11.2.8	10	-	-	O	-	O	R	O	O	-	-	-
Resistencia a la carga	5.11.2.7	11	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	O ⁶
EMC	5.11.2.11	13	O	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-

Todos los requisitos de calificación del vehículo a ser especificados por una agencia procuradora.

Los símbolos se indican de la siguiente forma:

R = Requisito base (alta probabilidad a ser requerido).

O = "Otro" (baja probabilidad a ser requerido).

- = No requerido (probabilidad despreciable a ser requerido).

MMA = Mechanical Movement Assembly

Notas:

1.- Requerido antes y después de cada prueba cuando sea apropiado. Incluye pruebas especiales cuando sea aplicable.

2.- Discreto para componentes sellados o de baja potencia.

3.- Aplicable solo a componentes sellados o presurizados.

4.- Requerido cuando los niveles de golpe son altos.

5.- Si se requiere la prueba de acústica o vibración, la que se mas practica, con la otra en discreción.

6.- Prueba requerida si se usan materiales compuestos. La prueba puede ser omitida si se usa un método aprobado de evaluación no destructiva con un criterio de aceptación y de rechazo bien establecido.

7.- Excluyendo componentes hidráulicas para vehículos de lanzamiento.

8.- No requerido para baterías que no pueden ser recargadas después de probar.

 CICESE	Proyecto : SATEX	Ref. : PES - 001 - DET Edición : BORRADOR Fecha : FEBRERO, 1998 Página :
--	----------------------------	---

Título :

**PROGRAMA DE PRUEBAS PARA LOS SISTEMAS
ELECTRONICOS DE EL SATELITE SATEX.**

	Nombre y Función	Fecha	Firma
Preparado por:	Miguel Gerardo Fimbres Valenzuela. Responsable del Programa de Pruebas SATEX-CICESE.	Febrero, 1998.	
Verificado por:	Enrique Pacheco Cabrera. Coordinador Técnico Proyecto SATEX- CICESE	Febrero, 1998.	
Autorizado por:	Francisco Javier Mendieta. Responsable Proyecto SATEX-CICESE	Febrero, 1998.	

LISTA DE DIFUSIÓN

Proyectos Participantes

“ Subsistema de Telemetría, Control y Comando. ”

“ Carga Útil Óptica ”

“ Coordinación Técnica Proyecto SATEX ”

Centro de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada
 Km 107 Carretera Tijuana-Ensenada
 Ensenada, B.C. México 22860

Tel. +52 - 61 - 74 45 01 al 06
 Fax. +52 - 61 - 74 51 55

<http://www.cicese.mx>



CICESE

Proyecto :
SATEX

Ref. : PES - 001 - DET
Edición : BORRADOR
Fecha : FEBRERO, 1998
Página :

100

REGISTRO DE EDICIONES

EDICIÓN	FECHA	N###	PAGINAS MODIFICADAS	OBSERVACIONES



CICESE

Proyecto :
SATEX

Ref. : PES - 001 - DET
Edición : BORRADOR
Fecha : FEBRERO, 1998
Página :

101

ORDEN DE LAS PRUEBAS

1. Inspección.
2. Funcional.
3. Fuga.
4. Golpe.
5. Vibración.
6. Fuga.
7. Ciclo térmico.
8. Vacío térmico.
9. Fuga.
10. Compatibilidad Electromagnética.

 <p>CICESE</p>	Proyecto : SATEX	Ref. : PES - 001 - DET Edición : BORRADOR Fecha : FEBRERO, 1998 Página :
---	----------------------------	---

PRUEBA :**“INSPECCIÓN”****PARAMETROS :**

Inspección radiográfica.
Dimensiones físicas.

MEDICIONES :

Calidad radiografica requerida.
Indicador imagen - calidad a ser usado.
Grabadores, si no se requieren técnicas de película.
Posición o posiciones de los especímenes.
Indicador de marcas o dimensiones de el espécimen o especímenes a ser radiografiados
Evaluación de las imágenes :

- 1) Tipo específico de el equipo de visión, si se requiere.
- 2) Magnificación, si se requiere.
- 3) Defectos a ser observados en el espécimen
- 4) Hoja de especificaciones en cuanto a dimensiones físicas del espécimen.



CICESE

Proyecto :
SATEX

Ref. : PES - 001 - DET
Edición : BORRADOR
Fecha : FEBRERO, 1998.
Página :

103

PRUEBA :

“FUNCIONAL”

PARAMETROS :

Voltaje de alimentación.
Impedancias.
Frecuencia.
Forma de ondas.
Continuidad eléctrica.
Estabilidad.
Respuesta en tiempo.

MEDICIONES :

Temperatura de referencia de la prueba.
Frecuencia de la prueba.
Duración de la prueba.
Magnitud de el voltaje de la fuente de alimentación
Corriente de la prueba.
Niveles de los voltajes de entrada.
Patrones lógicos de entrada y salida.
Voltaje de umbral de salida.



CICESE

Proyecto :
SATEX

Ref. : PES - 001 - DET
Edición : BORRADOR
Fecha : FEBRERO, 1998
Página :

104

PRUEBA :

“FUGA”

PARAMETROS :

Condición de la prueba.
Presión de la prueba.
Razón o tasa de fuga normal.
Razón o tasa de fuga medida.
Sensibilidad.

MEDICIONES :

Letra de la condición de la prueba especificada a ser aplicada.
Razón de fuga aceptada y rechazada para la condición de la prueba.
Cuando se aplique, mediciones al dispositivo bajo prueba de acuerdo a 3.7 del Método 1014.10 del MIL-STD-883E.
Número de ciclos de presión.



CICESE

Proyecto :
SATEX

Ref. : PES - 001 - DET
Edición : BORRADOR
Fecha : FEBRERO, 1998
Página :

105

PRUEBA :

“GOLPE”

PARAMETROS :

Golpe mecánico.
Golpe de alto impacto.
Golpe pulso especificado.

MEDICIONES :

Temperatura de referencia de la prueba.
Frecuencia de la prueba.
Duración de la prueba.
Magnitud de el voltaje de la fuente de alimentación
Corriente de la prueba.
Niveles de los voltajes de entrada.
Patrones lógicos de entrada y salida.
Voltaje de umbral de salida.
Método de montura y accesorios.
Carga eléctrica sobre las condiciones operativas, si se aplica.
Monitoreo durante las pruebas, mediciones después de la prueba.



CICESE

Proyecto :
SATEX

Ref. : PES - 001 - DET
Edición : BORRADOR
Fecha : FEBRERO, 1998
Página :

106

PRUEBA :

“VIBRACIÓN”

PARAMETROS :

Fatiga por vibración.
Frecuencia variable.

MEDICIONES :

Pruebas y mediciones previas, durante y después a la vibración.
Método de montura.
Voltajes y corrientes de la prueba.
Tiempo y orientación del espécimen de prueba.
Duración de la vibración.
Condiciones de carga eléctrica.



CICESE

Proyecto :
SATEX

Ref. : PES - 001 - DET
Edición : BORRADOR
Fecha : FEBRERO, 1998
Página :

107

PRUEBA :

“CICLO TÉRMICO”

PARAMETROS :

Stabilization bake.
Golpe térmico.

MEDICIONES :

Letra de la condición y tipo de prueba (liquido o aire) de prueba.
Tipo de montaje.
Mediciones de punto final y examinaciones.
Mediciones intermedias.
Tiempo de recuperación si es otro a 5 minutos.
Tiempo de transferencia
Mediciones antes y después del ciclo.
Número de ciclos térmicos.



CICESE

Proyecto :
SATEX

Ref. : PES - 001 - DET
Edición : BORRADOR
Fecha : FEBRERO, 1998
Página :

108

PRUEBA :

“VACÍO TÉRMICO”

PARAMETROS :

Golpe térmico.
Presión barométrica.

MEDICIONES :

Tiempo de recuperación si es otro a 5 minutos.
Tipo de montaje.
Tipo de prueba (aire o líquido) y condición de la prueba.
Tiempo de transferencia.
Mediciones antes y después del ciclo.
Pruebas durante y después de la exposición a presión reducida.
Tiempo de exposición previo a las mediciones



CICESE

Proyecto :
SATEX

Ref. : PES - 001 - DET
Edición : BORRADOR
Fecha : FEBRERO, 1998
Página :

109

PRUEBA :

“COMPATIBILIDAD ELECTROMAGNÉTICA”

CONSIDERACIONES :

La prueba debe ser realizada de acuerdo con los requisitos establecidos en el MIL-STD-1541

6.2 APORTACIONES

Las principales aportaciones de este trabajo son las siguientes:

- Un estudio acerca de las pruebas a las que se deben de someter los dispositivos electrónicos y en general cualquier sistema o subsistema que deba ser usado dentro de un satélite para su uso en vuelo espacial esto en el marco del proyecto SATEX.
- Mostrar y presentar las pruebas y procedimientos necesarios a seguir, dictados por las agencias de gobierno de otros países que norman y supervisan la puesta en órbita de satélites con el fin de obtener un mejor control del dispositivo que va a ser puesto en órbita.
- Se muestra la secuencia propuesta de pruebas en el programa específico quedando a discreción otras pruebas que se puedan requerir dependiendo de la unidad o sistema al que se le van a realizar dichas pruebas, además de mostrar de grosso modo la mayoría de las pruebas a las que se deben de someter según el capítulo III.
- El estudio realizado es sino el primero en México si de los primeros hecho en su tipo debido a la naturaleza incipiente de los proyectos espaciales en nuestro tipo y, además, la mayoría de la información que existente está escrita en otros idiomas, de países que ya tienen experiencia en el campo.
- Parte de este trabajo de tesis fue enviado para participar en el concurso de selección para ponencias y conferencias para el congreso CIECE 1998 en Durango, siendo elegido para participar como conferencia del mismo con el título "Análisis y diseño de un programa de pruebas para sistemas electrónicos espaciales".

6.3 RECOMENDACIONES.

Ante la culminación de este trabajo se realizan las siguientes recomendaciones:

- Para la elección de los componentes se propone que como mínimo éstos cumplan las exigencias de algún estándar militar sino espacial como lo puede ser el MIL-STD-883 que es el propuesto para este fin dando también dentro del resumen del mismo una relación de pruebas propuestas para someterlos para su selección evitándose las pruebas de tipo de análisis destructivo siendo para este fin no necesarias aunque valdría la pena realizar sino todas por lo menos las orientadas al análisis interno de los componentes una vez sometidos a las pruebas.
- En cuanto a los sistemas en conjunto algunas pruebas extras que se les podrían realizar serian aquellas dictadas en el resumen del estándar MIL-STD-202 esto con el fin de obtener mayor fiabilidad en el sistema.
- Si se desea hacer un procedimiento para el análisis de fallas para los componentes valdría la pena considera como base o referencia el propuesto en el método 5003 del estándar MIL-STD-883E.
- Para la realización de los escrutinios o revisiones (screening), éstos se deben hacer en base a los especificado en el método 5004.10 y su apéndice también del estándar MIL-STD-883E.
- Generar un mayor contacto con las agencias encargadas de la puesta en órbita de los satélites para la validación del programa propuesto con uno real hecho por éstas basado en su experiencia con la finalidad de conocer las pruebas en las que se deba poner mayor atención en su elaboración.

- Lograr una mayor comunicación con las agencias o instituciones encargadas de realizar las pruebas a los dispositivos electrónicos para, si es posible, conocer sus instalaciones y procedimientos para obtener la mayor información posible con el fin de saber y conocer los formatos que se deban llenar para la entrega de los mismos, estas pueden ser la Jet Propulsion Laboratory (J.P.L.) de la NASA, el de la empresa Space Electronics Inc. (SEI) o el de la Agencia Espacial Europea (ESA) la cual será la encargada de la puesta en órbita del satélite SATEX.

6.4 "CONCLUSIONES"

La realización de este estudio ha permitido conocer las exigencias a las que se someten los dispositivos electrónicos usados en vuelo espacial, conociendo el proceso al que se deben de someter tanto los componentes, como los sistemas haciendo uso de estándares militares como el MIL-STD-883 así como del MIL-STD-202 siendo éstos los principales, no sin antes comentar que existen diversos estándares que se especializan en la elección de los componentes electrónicos tales como los diodos y transistores así como para los capacitores, resistencias y bobinas siendo los que se mencionan los que se usan, el primero para dispositivos microelectrónicos y el segundo para los sistemas electrónicos ya ensamblados.

También se notó que la parte principal y primordial es la fiabilidad y confiabilidad de nuestro sistema. Para asegurar la fiabilidad del sistema primero debemos someter al satélite, sus sistemas, subsistemas y unidades a un proceso de pruebas que van desde las pruebas de desarrollo que son aquellas que se hacen cuando se esta generando el sistema pasando por las pruebas de calificación que son aquellas donde hasta cierto punto se "califica" el hardware empleado para su uso en vuelo espacial y las pruebas de aceptación que son las pruebas que podemos hacer previo a la entrega del satélite a la agencia lanzadora, ya aquí se harán otro tipo de pruebas para verificar lo que nosotros estipulamos en nuestros programas de pruebas, pero esta vez los que las hacen son los de la agencia encargada del lanzamiento o alguna institución calificada por dicha agencia, siendo esto el punto en el cual se puso el mayor enfoque, el de determinar la relación de pruebas a las que se deben de someter las unidades que serán usadas para vuelo espacial.

Aquí cabe hacer mención que la información con la que se contó fue el estándar MIL-STD-1540 y la mayoría de la información es sólo para propósitos y agencias específicas siendo este el principal problema que se afrontó logrando conseguir parte de ella mediante consultas a la base mundial de información o red de redes que es la Internet logrando entrar a los servidores de el Departamento de la Defensa de el Gobierno de Estados Unidos, a servidores de la milicia en Italia e Inglaterra siendo el de este último donde se logró conseguir el estándar MIL-STD- 883, para lograr conseguir el estándar MIL-STD-202 se logró platicar con un expositor en la exhibición de electrónica que se realiza en Del Mar, California que gracias a esta se logró mantener un contacto con una persona de la compañía Space Electronics Inc., siendo este el que me facilitó dicho estándar.

Por otro lado es importante señalar que el desarrollo de estas experiencias permite definir los parámetros y procedimientos más importantes para el desarrollo de sistemas electrónicos espaciales con el fin de poder determinar el proceso mediante el cual se puedan validar los componentes de grado más bajo, económicamente más accesibles con el fin de poder llevar a cabo el desarrollo de misiones espaciales más rápido y con menos dinero, un ejemplo claro de esto es la sonda enviada a investigar al planeta Marte la cual comparada en cuanto a costo - beneficio con otras sondas espaciales enviadas a investigar dicho planeta a sido exageradamente mejor debido a que se gasto mucho menos que lo que se gasta normalmente logrando amortizar y entrar en contacto con dicho planeta conociendo no sólo su atmósfera si no además de entrar en contacto con su superficie y conocer de esta manera la composición del mismo.

También es de resaltar el hecho de profundizar en estas áreas permite asimilar y generar el conocimiento tecnológico tal que se puede apoyar a la industria en sus procesos de manufactura para de esta manera elevar su nivel de calidad.

BIBLIOGRAFIA Y REFERENCIAS.

- López, 1995. Tesis de Mauro López López " Diseño y especificación del sistema de comunicación en VHF para control y comando de un satélite experimental". 1995.
- Conte, 1994 Primer reporte de avance del proyecto sistemas de telemetría, comando y control para el satélite experimental SATEX, 1994
- H. Maurer, Fundamentals of Space Systems, " Spacecraft reliability and quality assurance", Vincent L. Pisacane, Robert C. Moore, Oxford Press, US . 1996.
- Neil Ely, Thomas P. O'Brien, " Space Mission Analysis and Design Space Logistics and Reliability " Wiley. Larson, Jims R. Wertz (Space Technologic Lybrary, US) 1992.
- Max R. Peterson, Fundaments of Space Systems, " Spacecraft Integration and Test" Vincent L. Pisacane, Robert C. Moore, Oxford Press, US. 1996.
- MIL-STD-202F, 1996. "Test methods for electronic and electrical components parts" . Department of Air Force, January.
- MIL-STD-883E, 1996. "Test methods and procedures for microelectronics". Department of Defense, May.
- MIL-STD-1540C, 1994. " Test Requirement for launch, upper-stage, and space vehicles", Department od Defense, September.
- New Collegue Edition. The American Heritage Dictionary of the English Language, Edition 1981, Houghton Mifflin Press.
- Enciclopedia de la Ciencia y la Técnica, Editorial Danae, Tomo 1.
- Diccionario Océano (Español - Ingles e Ingles Español), ediciones Océano.
- Diccionario Océano de la Lengua Española, ediciones Océano.
- Diccionario Moderno Larousse Grolier (Ingles Español), Grolier.