



Competición internacional de ingeniería de cohete
Guía de diseño, prueba y evaluación

Revisión: 2024 V1.1.3

22 de octubre de 2024

Esta obra está licenciada bajo una [Licencia internacional Creative Commons 4.0](#)

Atribuido a la Asociación de Cohetes de Sondeo Experimentales La
versión electrónica es el documento oficial aprobado.

Verifique que esta sea la versión correcta antes de usarla.

Esta página se dejó en blanco intencionalmente.

Contenido

1.0 Introducción	6
1.1 Antecedentes	6
1.2 Propósito y alcance	6
1.3 Convención y notación	7
1.4 Estado del vuelo	7
1.5 Vehículo de lanzamiento versus carga útil	7
1.6 Revisiones	7
2.0 Documentación de referencia	9
3.0 Volador certificado de alto rendimiento	10
3.1 Requisitos de vuelo de Trípoli para categorías sólidas e híbridas	10
3.2 Miembros del equipo	10
4.0 Requisitos de seguimiento GPS para todos los vuelos de cohetes IREC	11
4.1 Soluciones de seguimiento	11
4.2 Gestión de frecuencia	11
4.3 Múltiples rastreadores GPS	12
4.4 Sistemas de seguimiento GPS SRAD	12
4.5 Licencias de radioaficionados de la FCC	12
4.6 Inspecciones de seguridad de la solución de seguimiento GPS	13
4.7 Entrenamiento del equipo de recuperación y revisión del sistema GPS de recuperación en el registro del equipo	13
4.8 Coordinación del MCC durante la recuperación	13
5.0 Sistemas de propulsión	14
5.1 Categorías de motores	14
5.2 Tipos de propulsión	14
5.3 Encendedores	15
5.4 Propulsores no tóxicos	15
5.5 Propulsores para motores de azúcar	15
5.6 Materiales permitidos para componentes de carcasa para motores SRAD	15
5.7 Seguridad y armado del sistema de propulsión	15
5.8 Activación del circuito de encendido por arranque a tierra	16
5.9 Activación del circuito de encendido por etapas/arranque por aire	16
5.10 Descarga de propulsor después de un aborto del lanzamiento	16
5.11 Electrónica del circuito de encendido por etapas/arranque por aire	16
5.12 Requisitos de empuje-peso para arranque aéreo/por etapas o en grupo	16
5.13 Requisitos de la computadora de vuelo por etapas/despegue aéreo	16
5.14 Vuelos de despegue y aterrizaje por etapas: procedimientos de armado	17
5.15 Vuelos de despegue y aterrizaje por etapas: requisitos de información adicional	17
5.16 Prueba del sistema de propulsión SRAD	17
5.17 Relación mínima empuje-peso	18

5.18 Requisitos de diseño para operaciones con almohadillas híbridas y líquidas SRAD	18
6.0 Sistemas de recuperación y aviónica	20
6.1 Recuperación de paracaídas y parafoil de doble evento	20
6.2 Área de recuperación	20
6.3 Evento de implementación inicial	21
6.4 Evento de implementación principal	21
6.5 Protección contra gases de expulsión	21
6.6 Enlaces giratorios de paracaídas	21
6.7 Coloración y marcas del paracaídas	21
6.8 Sistemas de recuperación sin paracaídas ni parafoil	21
6.9 Electrónica redundante	21
6.10 Electrónica de recuperación COTS redundante	22
6.11 Electrónica de recuperación SRAD	22
6.12 Cableado crítico de seguridad para sistemas de recuperación y motores de arranque neumático	22
6.13 Prueba del sistema de recuperación	23
6.14 Dispositivos de energía almacenada: seguridad y armado de dispositivos energéticos	24
6.15 Dispositivos de armado	24
6.16 Verificación del dispositivo de armado	25
6.17 Recipientes a presión SRAD	25
6.18 Baterías contenidas en el cohete	26
6.19 Transmisores contenidos en el cohete	26
7.0 Sistemas de control de vuelo activo	27
7.1 Funcionalidad de control restringida	27
7.2 Innecesario para un vuelo estable	27
7.3 Diseñado para fallar de manera segura	27
7.4 Inactividad en la fase de refuerzo	27
7.5 Electrónica del sistema de control de vuelo activo	27
7.6 Energética del sistema de control de vuelo activo	28
8.0 Estructuras del fuselaje	29
8.1 Ventilación adecuada	29
8.2 Integridad estructural general	29
8.3 Prohibiciones materiales	29
8.4 Pernos de ojo y pernos en U que soportan carga	29
8.5 Uniones que implementan tubos de acoplamiento	29
8.6 Botones de riel	30
8.7 Marcas de identificación	30
8.8 Otras marcas	30
9.0 Carga útil	32
9.1 Recuperación de carga útil	32

9.2 Electrónica del sistema de recuperación de carga útil y cableado crítico de seguridad	32
9.3 Prueba del sistema de recuperación de carga útil	32
9.4 Dispositivos energéticos de carga útil	32
9.5 Marcas de identificación de la carga útil	32
10.0 Requisitos de trayectoria de lanzamiento y ascenso	33
10.1 Azimut y elevación de lanzamiento	33
10.2 Estabilidad de lanzamiento	33
10.3 Estabilidad de ascenso	33
10.4 Sobreestabilidad	33
11.0 Equipo de soporte de lanzamiento proporcionado por ESRA	34
11.1 Rieles de lanzamiento proporcionados por ESRA	34
11.2 Sistema de control de lanzamiento proporcionado por ESRA	34
11.3 Equipo de apoyo al lanzamiento proporcionado por el equipo	34
11.4 Alcance operativo	35
11.5 Tolerancia a fallas y armado	35
11.6 Interruptores críticos de seguridad	35
Apéndice A: Acrónimos, abreviaturas y términos Apéndice B:	36
Pautas de cableado crítico para la seguridad Apéndice C:	38
Pautas de diseño del sistema de control de incendios Apéndice	45
D: Diagrama de cableado de encendido Airstart	50
Apéndice E: Asociación entre la ESRA y la Tripoli Rocket Association	51
Apéndice F: Ejemplo de marcas de fuselaje de los propulsores Apéndice	54
G: Condiciones climáticas estándar	55
Apéndice H: Revisiones de documentos	56

1.0 INTRODUCCIÓN

La Asociación de Cohetes Sondeo Experimentales (ESRA) organiza y apoya la Competencia Internacional de Ingeniería de Cohetes (IREC) 2025, una serie de eventos de una semana de duración que establecerá las bases y brindará estructura para la competencia universitaria de ingeniería de cohetes más grande del mundo. Este nuevo evento continúa el legado de IREC de inspirar a los equipos de diseño de estudiantes de todo el país y el mundo.

1.1 ANTECEDENTES

El humo y el fuego, el ruido, las altas velocidades y la elegante aerodinámica de los cohetes animan a los estudiantes a seguir carreras relacionadas con la ciencia, la tecnología y las matemáticas. Tienen fiebre por los cohetes y la competencia los motiva a ir más allá del aula para diseñar y construir los cohetes ellos mismos. Estos estudiantes también aprenden a trabajar en equipo y a resolver problemas del mundo real bajo las mismas presiones que experimentarán en sus futuras carreras.

ESRA celebró el primer IREC anual en 2006. La competencia alcanzó estatus internacional en 2011 cuando llegaron universidades canadienses y brasileñas. Desde entonces, a estas escuelas se les han unido otras de todos los continentes, excepto la Antártida. La competencia ha aumentado en tamaño cada año desde 2013, convirtiéndose en la competencia de ingeniería de cohetes de nivel universitario más grande conocida en el mundo. La asistencia en 2016 incluyó a unos 600 participantes, incluidos profesores, familiares y amigos de estudiantes de más de 50 universidades. El año siguiente marcó el comienzo de una nueva era con la inauguración de la Spaceport America Cup. Más de 1100 estudiantes y representantes de 22 socios de la industria participaron en una conferencia académica, competencias de ingeniería de cohetes y cargas útiles y pruebas de vuelo de demostración sin competencia. IREC continúa creciendo con casi 200 equipos que solicitan la admisión a la competencia en 2023, con 121 equipos y más de 2000 estudiantes de todo el mundo que harán el viaje a Spaceport America en junio de 2023 para la competencia.

1.2 OBJETO Y ÁMBITO DE APLICACIÓN

1.2.1 Este documento define los criterios mínimos de diseño, prueba y evaluación que los organizadores del evento esperan que cumplan los equipos antes de despegar en el IREC. Los organizadores del evento utilizan estos criterios para promover la seguridad de los vuelos. Las desviaciones de las pautas que proporciona este documento pueden afectar negativamente la puntuación y el estado del vuelo de un equipo infractor, según el grado de gravedad. Los criterios básicos de calificación para el IREC se encuentran en el documento de Reglas y requisitos del IREC.

1.2.2 Este documento se basa en:

- 1.2.2.1 Código de seguridad unificado (USC) de la Asociación de cohetes de Trípoli (TRA)
- 1.2.2.2 Código de la Asociación Nacional de Protección contra Incendios (NFPA) para cohetería de alta potencia (NFPA 1127). Si bien la sección 1.3.3 de la NFPA 1127 exime a las universidades de su contenido, estos documentos siguen siendo excelentes recursos complementarios para que los estudiantes investigadores aprendan más sobre las mejores prácticas adoptadas por la comunidad de cohetería de alta potencia amateur.

1.2.2.3 Observaciones de la ESRA sobre las iniciativas de lanzamiento de estudiantes.

1.2.2.4 Retroalimentación recibida de los equipos de estudiantes.

1.2.3 Si algún equipo de IREC no tiene claras las reglas y/o requisitos de la competencia, o tiene una situación que no está específicamente contemplada en las reglas, debe comunicarse con ESRA publicando un mensaje en el foro "Preguntas sobre reglas y DTEG" en HeroX. Equipos

Se anima a preguntar sobre la interpretación detallada de los requisitos y sobre el espíritu y la intención de las normas y el DTEG.

1.3 CONVENCIÓN Y NOTACIÓN

Las siguientes definiciones diferencian entre requisitos y otras declaraciones. El grado en que un equipo cumpla con el espíritu y la intención de estas declaraciones orientará las decisiones de los oficiales de la competencia sobre el estado de vuelo de un proyecto y la puntuación general en el IREC.

- Deber:** Este es el único verbo que se utiliza para indicar requisitos obligatorios. El incumplimiento del espíritu y la intención de un requisito obligatorio siempre afectará la puntuación y el estado del proyecto.
- Puede:** Este verbo significa que los equipos pueden, pero no están obligados, a ejercer la acción asociada.
- Debería:** Este verbo se utiliza para indicar objetivos no obligatorios. El incumplimiento del espíritu y la intención de un objetivo no obligatorio puede afectar la puntuación y el estado de ejecución de un proyecto, según la implementación del diseño y la capacidad del equipo para proporcionar evidencia documental exhaustiva de su debida diligencia cuando se lo soliciten.
- Voluntad:** Este verbo se utiliza para indicar hechos y declaraciones de propósitos. Los autores utilizan estas declaraciones para aclarar el espíritu y la intención de los requisitos y objetivos.

1.4 ESTADO DEL VUELO

El estado de vuelo se refiere a la concesión de permiso para intentar el vuelo y las disposiciones en virtud de las cuales dicho permiso sigue siendo válido. El estado de vuelo de un proyecto puede ser nominal, provisional o denegado.

Nominal: Un proyecto al que se le asigna un estatus de vuelo nominal cumple o supera las expectativas mínimas de este documento y no revela problemas obvios de seguridad de vuelo durante la revisión de seguridad de vuelo en el IREC.

Provisional: Un proyecto al que se le asigna un estatus de vuelo provisional generalmente cumple con los requisitos mínimos expectativas de este documento, pero revela preocupaciones de seguridad de vuelo durante la revisión de seguridad de vuelo en el IREC que pueden mitigarse mediante modificaciones en el campo o mediante el ajuste de las restricciones del entorno de lanzamiento. El lanzamiento puede ocurrir solo cuando se cumplen las disposiciones prescritas.

Denegado: Los funcionarios de la competencia se reservan el derecho de denegar el estatus de vuelo a cualquier proyecto que no cumpla con las expectativas mínimas de este documento o revele problemas de seguridad de vuelo no mitigables durante la revisión de seguridad de vuelo en el IREC.

1.5 VEHÍCULO DE LANZAMIENTO VERSUS CARGA ÚTIL

En este documento se hace un esfuerzo para diferenciar entre los sistemas asociados al vehículo de lanzamiento y a la carga útil. A menos que se indique lo contrario, los requisitos que se refieren únicamente al vehículo de lanzamiento no se aplican a las cargas útiles y viceversa.

1.6 REVISIONES

Es posible que sea necesario revisar el DTEG del IREC de una competencia a la siguiente, en función de las lecciones aprendidas tanto por las organizaciones anfitrionas como por los participantes.

1.6.1 Las revisiones importantes se realizarán mediante la reedición completa del documento.

1.6.2 Los “eventos del mundo real” pueden requerir revisiones menores de este documento en los meses previos a una competencia.

1.6.3 Las revisiones se reflejarán en las actualizaciones de la fecha de vigencia del documento.

1.6.4 La autoridad para aprobar y emitir versiones revisadas de este documento recae en ESRA.

2.0 DOCUMENTACIÓN DE REFERENCIA

Los siguientes documentos incluyen normas, directrices, cronogramas o formularios estándar obligatorios. Los documentos enumerados en esta sección son aplicables en la medida especificada en este documento o contienen información de referencia útil para la aplicación de este documento.

DOCUMENTO	UBICACIÓN DEL ARCHIVO
Documento de normas y requisitos del IREC	http://www.soundingrocket.org/sa-cup-documents-forms.html
Documento de programación maestra integrada del IREC	http://www.soundingrocket.org/sa-cup-documents-forms.html
Procedimientos operativos estándar de la gama IREC	http://www.soundingrocket.org/sa-cup-documents-forms.html
Formulario de inscripción y reporte de progreso del IREC	http://www.soundingrocket.org/sa-cup-documents-forms.html
Código de seguridad unificado de la TRA	https://www.tripoli.org/content.aspx?page_id=22&club_id=795696&module_id=520420
NFPA 1127: Código para cohetería de alta potencia	https://www.nfpa.org/codes-and-standards/all-codes-andstandards/list-of-codes-and-standards/detail?code=1127
14 CFR, Parte 1, 1.1 Definiciones generales	http://www.ecfr.gov/cgi-bin/textidx?SID=795aaa37494b6c99641135267af8161e&mc=true&node=se14.1.1_11&rqn=div8
14 CFR, Parte 101, Subparte C, 101.22 Definiciones	http://www.ecfr.gov/cgi-bin/textidx?SID=795aaa37494b6c99641135267af8161e&mc=true&node=se14.2.101_122&rqn=div8
47 CFR, Parte 97, Servicio de radioaficionados	https://www.ecfr.gov/current/title-47/chapter-I/subchapter-D/part-97

3.0 VOLANTE DE ALTA POTENCIA CERTIFICADO DE REGISTRO

3.1 REQUISITOS DE VUELO DE TRÍPOLI PARA CATEGORÍAS SÓLIDAS E HÍBRIDAS

- 3.1.1 Todos los equipos deberán contratar a un Flyer of Record (FoR) de nivel 3 (L3) certificado por la TRA. Cualquiera de las siguientes opciones cumplirá con este requisito de FoR.
- 3.1.1.1 Reclutar a un mentor con experiencia significativa en cohetería para trabajar en estrecha colaboración con el equipo y luego asistir a la Competencia como FoR. Los equipos de estudiantes deben pagar los gastos de viaje de su FoR/Mentor para asistir al evento.
- 3.1.1.2 Incluir como miembro del equipo a un estudiante de L3 certificado por TRA. En este caso, el estudiante de L3 miembro será el Flyer of Record.
- 3.1.1.3 Los equipos internacionales que no tengan acceso a las prefecturas locales o regionales de Trípoli primero deben intentar una búsqueda utilizando las redes sociales, foros y otros sitios web (Facebook, Discord, etc..) para encontrar un FoR adecuado. Si esa búsqueda no encuentra un FoR, los equipos deben comunicarse con el Comité de Difusión de la Asociación de Cohetería de Trípoli para obtener ayuda. (<https://www.tripoli.org/outreach>)
- 3.1.2 El Volante Registrado deberá estar presente para:
- 3.1.2.1 Revisión de la preparación para el combate (Centro de Convenciones)
- 3.1.2.2 Comprobación final de RSO (inmediatamente antes de entrar en la cola)
- 3.1.2.3 preparación del lanzamiento, y
- 3.1.2.4 carga de la almohadilla.
- 3.1.3 Se recomienda que los motores o materiales energéticos sólo sean poseídos o manipulados por miembros de TRA con la certificación adecuada en cohetería de alta potencia.

3.2 MIEMBROS DEL EQUIPO

- 3.2.1 Los equipos que vuelen en las categorías Sólido o Híbrido deberán cumplir con todos los requisitos de seguridad de lanzamiento de la TRA, tal como se codifica en el Código de Seguridad Unificado de la Asociación de Cohetería de Trípoli vigente en ese momento.
- 3.2.2 Todos los miembros del equipo que estarán presentes en el sitio de lanzamiento deberán tener una membresía vigente de TRA.
- 3.2.2.1 La membresía estudiantil de TRA deberá satisfacer el requisito 3.2.2
- 3.2.3 Un máximo de 5 estudiantes podrán formar parte del equipo de carga de la plataforma.
- 3.2.3.1 El mentor del equipo puede estar presente en las almohadillas y no cuenta en el límite del equipo en 3.2.3.
- 3.2.3.2 El FoR deberá estar presente en las almohadillas y no cuenta en el límite del equipo en 3.2.3
- 3.2.4 El equipo de recuperación deberá estar formado por un mínimo de 2 y un máximo de 4 miembros por cada 100 libras de equipo de recuperación, incluido el peso seco del cohete.
- 3.2.4.1 El Mentor y/o FoR pueden acompañar al equipo de recuperación y no están incluidos en el recuento de miembros del equipo.

4.0 REQUISITOS DE SEGUIMIENTO GPS PARA TODOS LOS VUELOS DE COHETES IREC

4.1 SOLUCIONES DE SEGUIMIENTO

- 4.1.1 Todos los cohetes deberán incluir una solución de seguimiento GPS.
- 4.1.2 Las soluciones de seguimiento deberán alimentarse independientemente de cualquier computadora de vuelo.
- 4.1.3 Rastreadores GPS COTS recomendados por IREC:

Proveedor	Producto		Sitio web
Entacore Allá vamos <small>Cohetería (Estados Unidos)</small>	OBJETIVO XTRA/BASE	900 MHz	http://entacore.com/electronics/aimxtra https://offwegorocketry.com/
Alto Metrum	TeleGPS, TeleMega, <i>etc.</i>	70 cm APRS	https://altusmetrum.org/
Abeja roja grande	GPS Beeline, BRB900	70 cm APRS 900 Mhz	http://www.bigredbee.com/
Peso pluma	GPS de peso pluma	900 MHz	https://www.featherweightalimeters.com/featherweight-rastreador_qps.html
Multitronix	Kate-3	900 MHz	https://www.multitronix.co/

- 4.1.4 Opciones de frecuencia del rastreador GPS
 - 4.1.4.1 144 MHz (2 m) – Requiere licencia de radioaficionado de EE. UU. o autoridad operativa.
 - 4.1.4.2 440 MHz (70 cm) – Requiere licencia de radioaficionado de EE. UU. o autoridad operativa.
 - 4.1.4.3 900 MHz (33 cm) – No requiere licencia de radioaficionado.
 - 4.1.4.4 MCC tiene un número muy limitado de receptores de 900 MHz, lo que puede provocar retrasos en el lanzamiento.

4.2 GESTIÓN DE FRECUENCIA

- 4.2.1 El Centro de Control de Misión (MCC) será responsable de la gestión de frecuencias durante el IREC.
- 4.2.2 Todos los equipos recibirán una asignación de frecuencia inicial de MCC antes de llegar a la ciudad anfitriona.
 - 4.2.3 Los equipos no deben encender ningún dispositivo electrónico de transmisión mientras se encuentren en el área de boxes.
 - 4.2.4 El MCC mantendrá la base de datos de frecuencias asignadas al equipo.
 - 4.2.5 Los equipos deberán tener la capacidad de cambiar rápidamente las frecuencias en sus equipos de transmisión y recepción.
 - 4.2.6 Los equipos no podrán transmitir en una frecuencia que no les esté asignada.
 - 4.2.7 Los equipos deberán minimizar el uso de transmisores de rastreo durante las operaciones de campo de tiro para utilizarlos únicamente en las pruebas y las operaciones de vuelo reales. Todos los transmisores de rastreo deberán estar apagados cuando no estén en uso.

4.2.8 Los rastreadores que permiten asignar nombres personalizados al rastreador deberán incluir el número de equipo como los primeros caracteres del nombre del rastreador.*p.ej.*, Rastreador de peso pluma) precedido por “<T” y seguido por “T>”,*p.ej.*, El nombre del rastreador del equipo 999 sería “<T999T>” (sin las comillas)¹.

4.2.9 Los transmisores de seguimiento de espectro ensanchado/salto de frecuencia están permitidos sujetos a lo siguiente:

4.2.9.1 El equipo deberá coordinar con el MCC antes de su llegada a la ciudad anfitriona.

4.2.9.2 El equipo deberá proporcionar al MCC un receptor y todo el hardware y software adicional necesario para interactuar con el equipo del MCC y decodificar datos.

4.2.10 En caso de que se produzca un conflicto de frecuencia de seguimiento entre los equipos que esperan en la cola o en el manifiesto de pistas, será responsabilidad de los equipos afectados resolver el conflicto:

4.2.10.1 Un equipo cambia su sistema de seguimiento a una frecuencia diferente (no utilizada), o

4.2.10.2 Un equipo retrasa su lanzamiento hasta una salva posterior.

4.3 MÚLTIPLES RASTREADORES GPS

4.3.1 Los equipos de estudiantes pueden tener múltiples soluciones de rastreo GPS dentro de su cohete. Todas las soluciones deben cumplir con los siguientes requisitos.

4.3.1.1 Todos los dispositivos de transmisión del cohete deberán documentarse en informes de progreso.

4.3.1.2 Las frecuencias de todos los dispositivos deberán coordinarse con el MCC.

4.3.1.3 Se recomienda que varios rastreadores GPS no sean el mismo producto.

4.4 SISTEMAS DE SEGUIMIENTO GPS SRAD

4.4.1 Las soluciones GPS SRAD se aprueban sujetas a lo siguiente:

4.4.1.1 Se incluirá en los informes de progreso documentación adicional que detalle el diseño, la fabricación, el funcionamiento y las pruebas de los sistemas de rastreo GPS SRAD.

4.4.1.2 Los sistemas de rastreo GPS SRAD deberán poder cambiar de frecuencia fácil y rápidamente según sea necesario, incluso dentro del alcance.

4.4.1.3 Transmisiones en la misma frecuencia desde diferentes sistemas,*p.ej.*, etapas, (los transmisores) se desplazarán utilizando la franja horaria GPS.

4.4.1.4 La prueba de que las pruebas en tierra se han realizado con éxito se deberá demostrar durante la tercera prueba de progreso. informe.

4.4.2 Se recomienda el protocolo APRS para el seguimiento GPS de SRAD, consulte <http://www.aprs.org/doc/APRS101.PDF>.

4.4.3 Se recomienda realizar pruebas de vuelo de los sistemas GPS SRAD.

4.4.4 Los sistemas de seguimiento GPS SRAD no se utilizarán para la determinación oficial de altitud de recuperación de datos posteriores al vuelo.

4.5 LICENCIAS DE RADIOAFICIONADO DE LA FCC

4.5.1 Se recomienda que todos los equipos de estudiantes obtengan una licencia de operador de radio aficionado para su país.

4.5.2 Las soluciones de seguimiento GPS APRS de 70 cm y 2 m requieren que, como mínimo, el operador de control tenga licencia de técnico o superior.

¹Esto es para ayudar en el análisis automático.

- 4.5.3 El transmisor deberá utilizar el indicativo de llamada del operador de control.
- 4.5.4 El indicativo del operador de control y el número de equipo deberán registrarse en el MCC antes de la inspección de seguridad final.
- 4.5.5 Los equipos que utilicen frecuencias de radioaficionados y tengan su base fuera de los EE. UU. deberán obtener la autorización operativa de los EE. UU.²⁰ utilizar una solución que transmita a 900 MHz.
- 4.5.6 Los equipos internacionales deberán traer documentación en inglés (traducida si es necesario) de su autoridad operativa en EE. UU.

4.6 INSPECCIONES DE SEGURIDAD DE LA SOLUCIÓN DE SEGUIMIENTO GPS

- 4.6.1 El personal del IREC en las plataformas deberá verificar al menos uno de los siguientes:
 - 4.6.1.1 Los equipos pueden comunicarse con su estación receptora y confirmar que las señales GPS se adquieren y funcionan correctamente.
 - 4.6.1.2 MCC está recibiendo telemetría GPS con éxito.
- 4.6.2 No se permitirá a los equipos retrasar las operaciones de lanzamiento debido a la inoperancia del GPS.
- 4.6.3 No se permitirá el lanzamiento a los equipos que no puedan confirmar una señal de seguimiento GPS ni a través de sus receptores de equipo ni a través del MCC.

4.7 ENTRENAMIENTO DEL EQUIPO DE RECUPERACIÓN Y REVISIÓN DEL SISTEMA GPS DE RECUPERACIÓN EN EL MOMENTO DEL REGISTRO DEL EQUIPO

- 4.7.1 Antes de la llegada a la ciudad anfitriona el lunes de la semana del IREC, todos los miembros del equipo de recuperación deberán completar una capacitación en video sobre la utilización de los sistemas de mochilas de recuperación.
- 4.7.2 Durante el proceso de check-in en Las Cruces, los equipos de recuperación deberán verificar la finalización de la capacitación sobre la utilización de los sistemas de mochilas de recuperación.

4.8 COORDINACIÓN DEL MCC DURANTE LA RECUPERACIÓN

- 4.8.1 Los equipos deberán adquirir información de recuperación de su cohete desde el quiosco de recuperación del MCC.
- 4.8.2 Los equipos que intenten recuperar su cohete y no puedan determinar su ubicación deberán comunicarse con el MCC a través de su radio de mochila de recuperación.
- 4.8.3 Los equipos proporcionarán su número de identificación de equipo a MCC, que a su vez proporcionará las coordenadas más recientes recibidas.

²⁰Esto se logra más comúnmente a través de acuerdos de licencia recíproca.

5.0 SISTEMAS DE PROPULSIÓN

5.1 CATEGORÍAS DE MOTORES

5.1.1 Motores COTS

- 5.1.1.1 Un motor comercial listo para usar (COTS) se define como un motor que ha sido certificado por la Asociación Canadiense de Cohetería, Trípoli, o NAR, y que aparece en la Lista combinada de motores de cohetes certificados vigente en ese momento.
- 5.1.1.2 Se puede encontrar una lista de todos los motores aprobados en el sitio web de NAR: <https://www.nar.org/SandT/pdf/CombinedMotorsByImpulse.pdf>

5.1.2 Motores SRAD

- 5.1.2.1 Los motores de investigación y desarrollo estudiantil (SRAD) se definen como
 - 5.1.2.1.1 Cualquier motor construido total o parcialmente por los estudiantes.
 - 5.1.2.1.2 Cualquier motor sólido COTS modificado de tal manera que posiblemente afectar el funcionamiento o el rendimiento del motor.³
 - 5.1.2.1.3 Cualquier motor que utilice granos de combustible COTS en una caja o configuración de motor no especificado por el fabricante.
- 5.1.2.2 Los motores SRAD deberán ser encendidos estáticamente y el propulsor deberá caracterizarse antes del informe final de progreso.
- 5.1.2.3 Los resultados de las pruebas de fuego estático y los datos de caracterización del propulsor se presentarán durante el informe de progreso final.
- 5.1.2.4 No se permiten motores de segunda mano (*p.ej*, no construidos por el equipo) se permitirán.

5.2 TIPOS DE PROPULSIÓN

5.2.1 Motor sólido

- 5.2.1.1 Cualquier motor que utilice exclusivamente un propulsor sólido.
- 5.2.1.2 Los propulsores sólidos consistirán en ingredientes no tóxicos según se define en la Sección 5.5.
- 5.2.1.3 Todos los motores sólidos SRAD deberán ser de encendido estático, estar bien caracterizados y probados según Sección 5.17.
- 5.2.1.4 Todos los motores sólidos SRAD deberán cumplir con el código de seguridad unificado de TRA.

5.2.2 Motor híbrido

- 5.2.2.1 Cualquier motor que utilice una combinación de propulsores sólidos, líquidos o gaseosos.
- 5.2.2.2 Los propulsores híbridos deben ser no tóxicos según se define en la Sección 5.4 y cumplir con el código de seguridad unificado de TRA.
- 5.2.2.3 El óxido nitroso es el único oxidante permitido.

5.2.3 Motor líquido

- 5.2.3.1 Un motor líquido es un motor diseñado con combustible almacenado y oxidante almacenado en estado líquido.
- 5.2.3.2 Todos los propelentes líquidos deben ser no tóxicos según se define en la Sección 5.3.
- 5.2.3.3 Todos los motores líquidos deberán ser de encendido estático, estar bien caracterizados y probados según Sección 5.17.

³Por ejemplo, la modificación del cierre delantero de un motor para favorecer el encendido del extremo delantero daría lugar a que el motor se clasificara como SRAD.

5.3 ENCENDEDORES

- 5.3.1 Los equipos deberán suministrar los medios de encendido adecuados para su motor.
- 5.3.2 Los motores COTS se deberán arrancar utilizando el encendedor suministrado por el fabricante.
- 5.3.3 Los motores SRAD pueden arrancarse utilizando un encendedor COTS o un encendedor SRAD.
 - 5.3.3.1 El equipo que utilice un encendedor SRAD deberá demostrar la eficacia del mismo. encendedor para poner en marcha su motor antes de llegar a la ciudad anfitriona.
- 5.3.4 Los encendedores COTS no deberán modificarse ni mejorarse.

5.4 PROPULSORES NO TÓXICOS

- 5.4.1 Los vehículos de lanzamiento inscritos en el IREC deberán utilizar propulsores no tóxicos.
- 5.4.2 El propulsor compuesto de perclorato de amonio (APCP), nitrato de potasio y azúcar (también conocido como caramelo para cohetes), óxido nitroso, oxígeno líquido (LOX), queroseno, propano, alcohol y sustancias similares se consideran no tóxicos.
- 5.4.3 Los propelentes tóxicos se definen como aquellos que requieren aparatos de respiración, infraestructura de almacenamiento y transporte única o equipo de protección personal (EPP) extenso.

5.5 PROPULSORES PARA MOTORES DE AZÚCAR

- 5.5.1 Los propelentes de azúcar deberán utilizar nitrato de potasio como oxidante.
- 5.5.2 Los siguientes azúcares o alcoholes de azúcar están permitidos como combustible.
 - 5.5.2.1 Dextrosa
 - 5.5.2.2 Eritritol
 - 5.5.2.3 Sorbitol
- 5.5.3 Se podrán utilizar otros productos químicos si el combustible incluye más del 50% en peso de los azúcares o alcoholes de azúcar enumerados en 5.4.2.

5.6 MATERIALES ADMISIBLES PARA COMPONENTES DE CAJA PARA MOTORES SRAD

- 5.6.1 Las cajas metálicas deberán estar hechas de metales dúctiles no ferrosos, como la aleación de aluminio 6061.
- 5.6.2 Las cajas no metálicas no deberán estar hechas de materiales frágiles que puedan romperse en fragmentos afilados, como PVC u otros polímeros de baja temperatura.
- 5.6.3 Los cierres delanteros no deberán estar hechos de materiales ferrosos.
- 5.6.4 Los componentes menores, como anillos elásticos, arandelas de boquilla, cierres traseros y discos de sellado pueden estar hechos de metales ferrosos.
- 5.6.5 Las boquillas para motores de azúcar pueden ser de acero siempre que la garganta de la boquilla esté empotrada dentro de la carcasa.
- 5.6.6 Las cámaras de combustión para motores híbridos no deberán estar fabricadas con ninguna aleación de acero.

5.7 SEGURIDAD Y ARMADO DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN

- 5.7.1 Un sistema de propulsión se considerará armado si solo se requiere una acción (*p.ej*, debe producirse una señal de ignición) para que el propulsor se encienda.
- 5.7.2 La "acción de armado" es cualquier acción que permita que una señal de ignición encienda el o los propulsores.
- 5.7.3 El sistema de control de lanzamiento proporcionado por IREC descrito en la Sección 11.2 se utilizará para todos los lanzamientos sólidos y de 2 etapas.

5.7.4 Los equipos híbridos o líquidos deberán proporcionar sistemas de control de lanzamiento que aseguren que su cohete esté debidamente protegido.*es decir;* no armado.

5.7.4.1 Un sistema de control basado en software que alterna automáticamente entre una “función de armado” y una “función de encendido” deberá incluir una capacidad de interrupción manual entre las funciones de “armado” y “encendido”.

5.7.4.2 Los requisitos adicionales para los sistemas de control de lanzamiento proporcionados por el equipo se definen en la Sección 11.3 de este documento.

5.8 ACTIVACIÓN DEL CIRCUITO DE ENCENDIDO POR ARRANQUE A TIERRA

5.8.1 Todo el personal deberá estar al menos a 15 m (50 pies) de distancia del vehículo de lanzamiento antes de que se activen los circuitos/secuencias de ignición del sistema de propulsión iniciado desde tierra.

5.8.2 El sistema de control de lanzamiento proporcionado por IREC satisface este requisito.

5.9 ARMADO DEL CIRCUITO DE ENCENDIDO POR ETAPAS/ARRANQUE AÉREO

5.9.1 Todos los de la etapa superior (*es decir*) Los sistemas de propulsión de arranque aéreo deberán estar diseñados para:

5.9.1.1 evitar el encendido del motor durante el armado en tierra,

5.9.1.2 inhibir el encendido del motor en caso de un vuelo no nominal según se define en 5.15.

5.9.1.3 proporcionar la capacidad de ser desarmado en caso de que el cohete no sea lanzado.

5.10 DESCARGA DE PROPULSOR DESPUÉS DEL ABORTO DEL LANZAMIENTO

5.10.1 Los sistemas de propulsión híbridos y líquidos deberán implementar un medio para la ventilación o descarga controlada a distancia de todos los propulsores líquidos y gaseosos.

5.10.2 Se utilizarán válvulas de purga normalmente abiertas.

5.11 ELECTRÓNICA DEL CIRCUITO DE ENCENDIDO POR ETAPAS/ARRANQUE AÉREO

5.11.1 Todos los sistemas de encendido de etapa superior deberán cumplir con los mismos requisitos de cableado crítico de seguridad que los sistemas de recuperación, tal como se define en 6.12.

5.12 REQUISITOS DE EMPUJE A PESO PARA ARRANQUE AÉREO/POR ETAPAS O EN GRUPO

5.12.1 Los vuelos por etapas deberán tener una relación mínima de empuje a peso de 8 en el momento del lanzamiento.

5.12.2 El sustentador deberá tener una relación mínima de empuje a peso de 3.

5.12.3 Los cohetes agrupados deberán tener una relación mínima de empuje a peso de 6 en cualquier motor individual. que se enciende en la almohadilla.

5.13 REQUISITOS DE LA COMPUTADORA DE VUELO POR ETAPAS/DESPEGUE EN EL AIRE

5.13.1 El encendido de los motores de arranque neumático se realizará utilizando una computadora de vuelo COTS configurada para inhibir el encendido de los motores de arranque neumático a menos que se cumplan todas las condiciones siguientes:

5.13.1.1 Se ha detectado una falla del amplificador.

5.13.1.2 El cohete ha alcanzado una altitud de al menos el 70% de la altitud simulada en el momento en que se desea el disparo del iniciador,

5.13.1.3 El ángulo de vuelo del sustentador está dentro de los 20° de la vertical.

5.13.2 La computadora de vuelo deberá estar configurada para evitar que el motor de arranque aéreo se active en un momento posterior si no se alcanza el umbral de altitud.

5.13.3 Las computadoras de vuelo actualmente disponibles que tienen esta capacidad incluyen, entre otras:

circunscrito a:

5.13.3.1 Cuervo azul de peso pluma

5.13.3.2 Objetivo Xtra

5.13.3.3 Multitronix Kate

5.13.3.4 Altus Metrum Telemega y EasyMega

5.13.3.5 Computadoras de vuelo MARSA Systems Marsa33 y Marsa54 con módulo de inclinación e interfaz

5.13.4 Las computadoras de vuelo SRAD no se utilizarán con el fin de encender motores de arranque por aire.

5.13.5 No se utilizarán temporizadores simples a menos que se combinen con el bloqueo de altitud e inclinación.

5.14 VUELOS POR ETAPAS/DESPEGUES – PROCEDIMIENTOS DE ARMADO

5.14.1 Todos los proyectos deberán incluir la capacidad de prevenir la ignición del motor de arranque neumático en tierra.

5.14.2 Todos los proyectos deberán incluir una disposición para abrir el circuito entre la computadora de vuelo y el encendedor del motor antes y durante el encendido de la computadora de vuelo.

5.14.3 Se recomiendan los shunts, pero no son obligatorios. En el Apéndice D se ofrecen ejemplos de diseños de interruptores recomendados.

5.14.4 Las computadoras de vuelo no se armarán hasta que el cohete esté en posición vertical.

5.14.5 La configuración electrónica deberá estar diseñada de tal manera que el dispositivo utilizado para abrir el circuito del encendedor pueda utilizarse para proteger el encendedor si no se lanza el cohete.

5.15 VUELOS POR ETAPAS/DESPEGUES – REQUISITOS DE INFORMACIÓN ADICIONAL

5.15.1 Los equipos deberán proporcionar información adicional en el segundo informe de progreso específicamente relacionado con los vuelos de despegue y aterrizaje por etapas.

5.15.2 La información actualizada, incluida una respuesta a los comentarios de ESRA según corresponda, se incluirá en el tercer informe de progreso y en el informe final.

5.15.3 La información requerida incluye:

5.15.3.1 Diagrama esquemático de la configuración electrónica que se utilizará para el encendido y recuperación del motor de arranque neumático.

5.15.3.2 Un gráfico que ilustre el perfil de simulación de vuelo, que incluya altitud, velocidad y aceleración en función del tiempo hasta el tiempo de apogeo esperado.

5.15.3.3 Una explicación de la estrategia para el vuelo basada en el perfil de vuelo anterior (*es decir, Cuál es la lógica detrás de la selección de los tiempos de preparación y los tiempos de costa? etc.*)

5.15.3.4 Una descripción de los procedimientos específicos que se utilizarán para evitar la ignición del motor de arranque neumático en tierra.

5.15.3.5 Una descripción de los procedimientos específicos que se utilizarán para inhibir el encendido del motor de arranque por aire en caso de un vuelo no nominal.

5.15.3.6 Dibujo y descripción del acoplador entre etapas.

5.16 PRUEBA DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN SRAD

5.16.1 Los equipos deberán cumplir con todas las normas, regulaciones y mejores prácticas impuestas por las autoridades en las ubicaciones de prueba elegidas.

5.16.2 Los equipos deberán completar las pruebas requeridas de los sistemas de propulsión SRAD y COTS modificados antes del tercer informe de progreso y del informe final. Los equipos que no puedan cumplir con este plazo podrán cambiar a propulsión COTS.

5.16.3 Prueba de presión de la cámara de combustión

5.16.3.1 Las cámaras de combustión del sistema de propulsión SRAD y COTS modificado deberán ser diseñado y probado de acuerdo con los requisitos del recipiente a presión SRAD definidos en la Sección 6.2 de este documento.

5.16.3.2 Las cámaras de combustión están exentas del requisito de un dispositivo de alivio.

5.16.4 Pruebas de llenado de tanques de sistemas de propulsión híbridos y líquidos

5.16.4.1 Los sistemas de propulsión SRAD y COTS modificados que utilicen propulsores líquidos o híbridos deberán completar con éxito una carga y descarga de propulsor. prueba en "configuración de lanzamiento".

5.16.4.2 Esta prueba puede realizarse utilizando propulsores reales o sustitutos adecuados. fluidos.

5.16.4.3 La prueba de carga y descarga deberá demostrar que se cumple el tiempo de llenado hasta el fuego. y los requisitos de tiempo de desembalaje de 5.19.

5.16.4.4 Los enlaces a videos y datos de pruebas se incluirán o vincularán con el tercer informe de progreso y el informe final.

5.16.5 Prueba estática de fuego caliente

5.16.5.1 Los sistemas de propulsión SRAD deberán completar con éxito una prueba instrumentada (presión y empuje de la cámara), prueba estática de fuego caliente a escala real (incluido el tiempo de trabajo del sistema) antes del IREC.

5.16.5.2 Los equipos de SRAD Solid deberán proporcionar un archivo BurnSim o openMotor del motor previsto.

5.16.5.3 Los equipos sólidos SRAD deberán proporcionar datos de pruebas estáticas que incluyan al menos un gráfico de la presión y el empuje en función del tiempo.

5.16.5.4 Los resultados de la prueba estática SRAD se proporcionarán en valores separados por comas. Formato de archivo (CSV) e incluye datos de tiempo (seg), presión (pascales) y empuje (newtons).

5.16.5.5 Se deberá incluir un video de las pruebas realizadas con éxito junto con el tercer informe de progreso y el informe final, o vincularlo a ellos.

5.16.5.6 Todos los motores SRAD deberán ser diseñados y fabricados por el equipo.

5.16.5.7 El motor de vuelo deberá representar el motor de prueba estático en todos los aspectos.

5.16.5.8 Cualquier cambio en el motor de vuelo SRAD deberá probarse y volver a enviarse.

5.17 RELACIÓN MÍNIMA ENTRE EMPUJE Y PESO

5.17.1 La relación empuje-peso se calculará basándose en el empuje promedio del motor durante el primer segundo de funcionamiento dividido por el peso de despegue del cohete (vehículo de lanzamiento más carga útil más motor).

5.17.2 Salvo lo indicado en la sección 5.12, la relación mínima empuje-peso para todos los lanzamientos de competición será de 5:1.

5.18 REQUISITOS DE DISEÑO PARA OPERACIONES DE PAD HÍBRIDO/LÍQUIDO SRAD

5.18.1 El tiempo de llenado hasta el encendido debe ser ≤30 minutos. El tiempo de llenado se define como el tiempo transcurrido desde el inicio del llenado hasta el encendido inicial.

- 5.18.2 Los administradores de pads pueden, a su discreción, permitir 15 minutos adicionales de tiempo de llenado.
- 5.18.3 Los cohetes deberán ventilarse/descargarse en ≤ 30 minutos, incluso en condiciones de falla y a prueba de fallas.
- 5.18.4 Los cohetes deberán poder mantenerse completamente llenos durante ≥ 10 minutos antes del lanzamiento.
- 5.18.5 A los equipos se les indicará que cancelen el evento si no cumplen con estos tiempos.

6.0 SISTEMAS DE RECUPERACIÓN Y AVIÓNICA

6.1 RECUPERACIÓN DE PARACAÍDAS Y PARAFOIL EN DOBLE EVENTO

- 6.1.1 Cada cuerpo de vehículo de lanzamiento recuperado de forma independiente que se prevé que alcance un apogeo por encima de los 457 m (1.500 pies) sobre el nivel del suelo (AGL) deberá seguir un concepto de operaciones de recuperación de "doble evento" (CONOPS) definido para incluir lo siguiente:
- 6.1.1.1 Un evento de despliegue de un paracaídas de frenado (o un paracaídas principal con rizos) en el apogeo o cerca de él.
 - 6.1.1.2 Un evento de despliegue principal de un paracaídas principal, o desenrollado de un paracaídas principal, a una altitud mucho menor.
- 6.1.2 Cuerpos recuperados independientemente (cargas útiles) cuyo apogeo no se prevé que exceda Los 1.500 pies (457 m) AGL están exentos del despliegue dual y pueden presentar solo un evento de despliegue único/principal.
- 6.1.3 Los propulsores de cohetes de dos etapas están exentos del despliegue dual y solo pueden presentar un evento de despliegue único/principal.
- 6.1.4 Un único dispositivo de liberación disponible comercialmente y con la clasificación adecuada para paracaídas grandes, *p.ej.* Tinder Rocketry Tender Descender L1, L2, L3 y TD-2, el AARD de Rattworks, *etc.*, están permitidos sujetos a lo siguiente: 6.1.4.1 Se utilizarán iniciadores duales.
- 6.1.4.2 No se requieren energías redundantes (cargas de pólvora).
 - 6.1.4.3 Los iniciadores deberán ser activados por computadoras de vuelo independientes.
 - 6.1.4.4 El dispositivo deberá ser probado con éxito en tierra bajo una carga que se aproxime a la carga prevista durante el vuelo.
 - 6.1.4.5 El sistema de liberación de paracaídas Jolly Logic (JLCR) no está permitido para ningún propósito de recuperación.
- 6.1.5 Cortadores de cables/líneas disponibles comercialmente, *p.ej.* Tinder Rocketry Piranha y Mako, Arquetipo Cortador de Cable, *etc.*, están permitidos sujetos a lo siguiente. 6.1.5.1 Se deberán utilizar dispositivos redundantes.
- 6.1.5.2 El uso de iniciadores duales en un solo dispositivo no satisface 6.1.5.1.
- 6.1.6 Los dispositivos de liberación SRAD y los dispositivos de corte de línea/cable están permitidos sujetos a lo siguiente:
- 6.1.6.1 Se utilizarán dispositivos redundantes.
 - 6.1.6.2 La activación de dispositivos redundantes deberá ser controlada por un controlador de vuelo independiente. computadoras.
 - 6.1.6.3 El dispositivo SRAD deberá ser probado con éxito en tierra bajo una carga que se aproxime a la carga prevista durante el vuelo.

6.2 ZONA DE RECUPERACIÓN

- 6.2.1 Cualquier hardware que se desplace fuera del área de recuperación segura o hacia el campo de misiles White Sands⁴(WSMR) será abandonado o recuperado a expensas del equipo.

⁴El WSMR está ubicado aproximadamente a 16 km (10 millas) al este del Área de Lanzamiento Vertical (VLA) de la NMSA. No se permite el ingreso de equipos a las tierras del WSMR.

6.3 EVENTO DE DESPLIEGUE INICIAL

- 6.3.1 El evento de despliegue inicial deberá ocurrir en el apogeo o cerca de él.
- 6.3.2 Los cálculos de la velocidad de descenso se basarán en una elevación del sitio de lanzamiento de 1.400 m (4.600 pies) MSL.
- 6.3.3 La velocidad de descenso con frenado deberá estar entre 20 y 40 m/s (65 y 131 pies/s).

6.4 EVENTO PRINCIPAL DE DESPLIEGUE

- 6.4.1 El evento de despliegue principal para cualquier método de recuperación deberá ocurrir a una altitud no mayor a 450 m (1.500 pies) sobre el nivel del suelo.
- 6.4.2 Los cálculos de la velocidad de descenso se basarán en una elevación del sitio de lanzamiento de 1.400 m (4.600 pies) MSL.
- 6.4.3 La velocidad de descenso del vehículo al aterrizar deberá ser <11 m/s (36 pies/s).

6.5 PROTECCIÓN CONTRA GASES DE EXPULSIÓN

- 6.5.1 El sistema de recuperación deberá implementar una protección adecuada (*p.ej*, material resistente al fuego, pistones, deflectores, *etc.*) para evitar que la energía de eyección dañe los componentes de recuperación, incluidos, entre otros, cordones elásticos y paracaídas.

6.6 ENLACES GIRATORIOS DEL PARACAÍDAS

- 6.6.1 El aparejo del sistema de recuperación (*p.ej*, líneas de paracaídas, elevadores, cuerdas elásticas, *etc.*) pueden implementar enlaces giratorios con clasificación apropiada en las conexiones para aliviar la torsión según lo demande el diseño específico.

6.7 COLORACIÓN Y MARCAS DEL PARACAÍDAS

- 6.7.1 Cuando se utilicen paracaídas separados para los eventos de despliegue inicial y principal, estos paracaídas deberán ser de colores contrastantes: entre sí, azul cielo y nubes.
- 6.7.2 Mediante el uso de colores y/o patrones de paracaídas visualmente distintivos, los equipos deberían poder determinar visualmente si un paracaídas principal se desplegó en el apogeo o no se desplegó a la altitud de despliegue esperada durante el descenso (recuperación solo con paracaídas).

6.8 SISTEMAS DE RECUPERACIÓN SIN PARACAÍDAS/PARAFOIL

- 6.8.1 Los equipos que utilicen métodos de recuperación distintos del paracaídas o parafoil deberán notificar a ESRA sus intenciones lo antes posible y mantener a ESRA informada de su progreso.
- 6.8.2 ESRA se reserva el derecho de imponer solicitudes adicionales de información y redactar requisitos únicos dependiendo del diseño específico del equipo.
- 6.8.3 El personal de seguridad del campo de tiro puede considerar que el diseño no es seguro si se determina que existe una probabilidad razonable de que la recuperación pueda salir del área de recuperación segura.

6.9 ELECTRÓNICA REDUNDANTE

- 6.9.1 Los vehículos de lanzamiento deberán implementar sistemas de recuperación completamente independientes y redundantes que incluyan interruptores de armado, sensores/computadoras de vuelo, fuentes de alimentación, energía redundante (excepto como se indica en la Sección 6.1.3) e iniciadores eléctricos. Un interruptor bipolar no satisface este requisito.

6.10 ELECTRÓNICA DE RECUPERACIÓN DE COTS REDUNDANTE

- 6.10.1 Al menos un subsistema electrónico del sistema de recuperación deberá implementar una computadora de vuelo COTS (*p.ej.* StratoLogger, AIM, Kate, EasyMini, TeleMetrum, RRC3, Cuervo, *etc.*).
- 6.10.2 Una computadora de vuelo COTS servirá como el sistema oficial de registro de altitud especificado en la Sección 2.5 del Documento de Reglas y Requisitos del IREC.
 - 6.10.2.1 Esta función podrá ser proporcionada por una de las computadoras de vuelo que satisfagan 6.9.1.
 - 6.10.2.2 Esta función puede ser implementada por una computadora de vuelo separada.
 - 6.10.2.2.1 Esta computadora de vuelo puede armarse y alimentarse mediante el mismo interruptor y fuente de alimentación como uno de los ordenadores de vuelo que satisfacen el punto 6.9.1.
- 6.10.3 Una computadora de vuelo COTS deberá activar el sistema energético primario o redundante.
- 6.10.4 Para ser considerado COTS, el ordenador de vuelo (incluido el software de vuelo) deberá haber sido desarrollado y validado por un tercero comercial.
- 6.10.5 Kits de computadoras de vuelo diseñados comercialmente (*p.ej.* el Eggtimer o similares) no están permitidos como COTS.

6.11 ELECTRÓNICA DE RECUPERACIÓN DE SRAD

- 6.11.1 Los kits de computadora de vuelo pueden utilizarse como electrónica SRAD.
- 6.11.2 Cualquier computadora de vuelo SRAD ensamblada a partir de componentes COTS separados se considerará un sistema SRAD.
- 6.11.3 Un microcontrolador COTS que ejecute el software de vuelo SRAD se considerará un sistema SRAD.
- 6.11.4 Un controlador de vuelo COTS que contenga modificaciones realizadas por estudiantes al software o hardware base se considerará un sistema SRAD.
- 6.11.5 Las computadoras de vuelo SRAD deberán documentarse en los informes de progreso.
- 6.11.6 Los equipos deberán proporcionar prueba del funcionamiento de las computadoras de vuelo SRAD, incluidas pruebas en tierra y pruebas de vuelo antes de la competencia.
- 6.11.7 La electrónica de recuperación del SRAD debe reconocer adecuadamente los efectos del ruido y los errores del sensor. Es necesario utilizar un filtro de sensor adecuado durante las pruebas.

6.12 CABLEADO CRÍTICO DE SEGURIDAD PARA SISTEMAS DE RECUPERACIÓN Y MOTORES DE ARRANQUE AIRE

6.12.1 Definición

- 6.12.1.1 El cableado crítico de seguridad es cualquier cableado eléctrico asociado con eventos de implementación del sistema de recuperación, motores de arranque neumático, balizas de ubicación (*p.ej.* GPS) y sistemas que pueden afectar la trayectoria o estabilidad del cohete.
- 6.12.1.2 Todo el cableado crítico de seguridad deberá cumplir con los requisitos de esta sección y Pautas de cableado críticas de seguridad descritas en el Apéndice B de este documento.

6.12.2 Gestión de cables

ESRA recomienda que los equipos implementen una computadora de vuelo independiente para cumplir con este requisito. ESRA recomienda además que los equipos utilicen el altímetro Featherweight Altimeters Blue Raven para cumplir con este requisito. Si bien no se requiere una computadora de vuelo independiente ni esta computadora de vuelo específica para el IREC 2025, se anticipa que ambas serán necesarias a partir del IREC 2026.

6.12.2.1 Todo cableado crítico para la seguridad deberá implementar una solución de gestión de cables (*p.ej*, bridas, cableado, arneses, canaletas para cables) que evitarán enredos y movimiento libre excesivo de longitudes significativas de cables debido a las cargas de lanzamiento esperadas.

6.12.2.2 El cableado deberá estar etiquetado o codificado por colores para permitir una fácil determinación de la subsistema al que está conectado.

6.12.2.3 El cableado deberá incorporar alivio de tensión en todas las conexiones/terminales para evitar Desconexión/desacoplamiento involuntario.

6.12.3 Conexiones de cableado seguras

6.12.3.1 Todas las conexiones de cables/terminales/cables críticos para la seguridad deberán ser lo suficientemente seguro para evitar la desconexión durante la manipulación, el transporte, la preparación del lanzamiento y el vuelo.

6.12.3.2 Los conectores eléctricos no se utilizarán como elementos estructurales,*p.ej*, el montaje de placas hijas en una placa base.

6.12.3.3 Soportes estructurales,*p.ej* Se requieren tornillos y separadores para el montaje de la placa base.

6.12.3.4 Está prohibido el uso de cables retorcidos, incluso con el uso de tuercas para cables o dispositivos similares, para realizar o interrumpir conexiones esenciales de vuelo.

6.13 PRUEBA DEL SISTEMA DE RECUPERACIÓN

6.13.1 Los equipos deberán cumplir con todas las normas, regulaciones y mejores prácticas impuestas por las autoridades en las ubicaciones de prueba elegidas.

6.13.2 Los siguientes requisitos se refieren a las pruebas de verificación de todos los sistemas de recuperación.

6.13.3 Todas las pruebas en tierra del sistema de recuperación deberán completarse antes del tercer informe de progreso.

6.13.4 Demostración de prueba en tierra

6.13.4.1 Todos los mecanismos del sistema de recuperación deberán funcionar con éxito (sin pérdidas significativas) anomalías probadas antes del IREC a través de una o más pruebas en tierra de subsistemas clave.

6.13.4.2 La electrónica del sensor deberá incluirse funcionalmente en las demostraciones de pruebas en tierra. simulando las condiciones ambientales en las que se activan sus funciones de despliegue,*es decir*, condiciones atmosféricas ambientales esperadas.

6.13.4.3 Los videos de los ciclos de pruebas se incluirán o vincularán en el tercer informe de progreso.

6.13.5 Demostración de prueba de vuelo

6.13.5.1 Se podrá utilizar una demostración de prueba de vuelo en lugar de una prueba en tierra.

6.13.5.2 En el caso de tal prueba de vuelo, el sistema de recuperación volado deberá verificar la diseño previsto implementando los mismos componentes principales del subsistema (*p.ej*, ordenadores de vuelo y paracaídas) que se integrarán en el vehículo de lanzamiento destinado al IREC (*es decir*, se puede utilizar un refuerzo sustituto).

6.13.5.3 Los videos de los vuelos de prueba se incluirán o vincularán en el tercer avance. informe.

6.14 DISPOSITIVOS DE ENERGÍA ALMACENADA – SEGURIDAD Y ACTIVACIÓN DE DISPOSITIVOS ENERGÉTICOS

- 6.14.1 Para los fines de esta sección, los energéticos se definen como todos los dispositivos de energía almacenada, distintos de los sistemas de propulsión, que tienen un potencial razonable de causar lesiones corporales al liberar energía.
- 6.14.2 Un dispositivo energético se considera seguro cuando son necesarios dos eventos separados para liberar la energía.
- 6.14.3 Un dispositivo energético se considera armado cuando sólo es necesario un evento para liberar la energía.
- 6.14.4 Todos los energéticos deberán mantenerse seguros hasta que el cohete esté en la posición de lanzamiento, momento en el cual podrán ser armados según las instrucciones del personal del IREC.
- 6.14.5 La siguiente tabla enumera algunos tipos comunes de dispositivos de energía almacenada y descripciones generales. en qué configuración se consideran no energéticos, seguros o armados.

CLASE DE DISPOSITIVO	NO ENERGÉTICO	HECHO SEGURO	ARMADO
Encendedores/detonadores	Encendedores pequeños/detonadores, nicromo, alambre o similar	Encendedores grandes con cables en derivación	Encendedores grandes sin cables derivados
Pirógenos (<i>p.ej,</i> pólvora negra)	Cantidades muy pequeñas contenidas en dispositivos que no producen metralla (<i>p.ej,</i> cortadores pirotécnicos o piro-válvulas)	Grandes cantidades sin encendedor, cables de encendedor derivados o encendedor(es) conectado a sin alimentación aviónica	Grandes cantidades con encendedor no derivado o Encendedor(es) conectado(s) a aviónica motorizada
Dispositivos mecánicos (<i>p.ej,</i> poderoso ballestas)	Desenergizado/relajado estado, dispositivos pequeños o dispositivos capturados (<i>es decir,</i> (sin piezas desecharadas)	Bloqueado mecánicamente y no liberable por un solo evento.	Desbloqueado y liberable mediante un solo evento.
Recipientes a presión	Presión no cargada buques	Buques cargados con dos eventos necesarios para abrir la válvula principal	Buques cargados con un evento requerido para abrir la válvula principal

- 6.14.6 Los equipos no podrán traer al evento cantidades de materiales pirogénicos mayores que la cantidad requerida para las pruebas en tierra y el vuelo de competencia.

- 6.14.7 Todos los dispositivos de energía almacenada (también conocidos como energéticos) utilizados en sistemas de recuperación deberán cumplir con los requisitos de dispositivos energéticos definidos en esta sección.

6.15 DISPOSITIVOS DE ARMADO

- 6.15.1 Todas las funciones de armado de dispositivos energéticos deberán ser accesibles y controlables externamente.
- 6.15.2 Son aceptables los paneles de acceso que puedan asegurarse para el vuelo mientras el vehículo está en la posición de lanzamiento.
- 6.15.3 Todas las funciones de armado de dispositivos energéticos deberán ser accesibles sin que ninguna persona coloque su cabeza contra el cohete o a menos de 100 mm del cohete.

6.15.4 Todas las funciones de armado de dispositivos energéticos deberán poder operar mientras se usa un protector facial y cualquier otro EPP requerido.

6.15.5 Todos los dispositivos energéticos que se activan deben estar ubicados en la estructura de la aeronave de manera que cualquier liberación involuntaria de energía no afecte al personal que los activa.⁶

6.16 VERIFICACIÓN DEL DISPOSITIVO DE ARMADO

6.16.1 El armado se deberá verificar sin que ninguna persona apoye la cabeza contra el cohete o a menos de 100 mm de distancia del mismo. Se podrá utilizar un estetoscopio para aumentar la distancia entre una fuente de audio y el oído humano.

6.16.2 La verificación de armado deberá estar diseñada para completarse en un entorno con un ruido de fondo de al menos 76 dBA más un viento de al menos 32 km/h (20 mph).

6.16.3 La verificación del armado deberá estar diseñada para completarse mientras se usa un protector facial y cualquier otro EPP requerido.

6.17 RECIPIENTES A PRESIÓN SRAD

6.17.1 Los equipos deberán cumplir con todas las normas, regulaciones y mejores prácticas impuestas por las autoridades en las ubicaciones de prueba elegidas.

6.17.2 Los siguientes requisitos se refieren al diseño y pruebas de verificación de recipientes a presión SRAD y COTS modificados.

6.17.2.1 Recipientes a presión COTS no modificados utilizados para fines distintos a los publicitados
Las especificaciones se considerarán modificadas y sujetas a estos requisitos.

6.17.3 Dispositivo de alivio

6.17.3.1 Todos los recipientes a presión SRAD deberán implementar un dispositivo de alivio, configurado para abrirse a una presión de prueba no mayor que la especificada en los siguientes requisitos.

6.17.3.2 Las cámaras de combustión del sistema de propulsión de motores de cohetes SRAD (incluidos los COTS modificados) están exentas de este requisito.

6.17.4 Presión de rotura diseñada para recipientes a presión metálicos

6.17.4.1 Todos los recipientes a presión SRAD y COTS modificados construidos completamente con materiales isotrópicos (*p.ej*, metálicos) deberán diseñarse para una presión de ruptura no inferior a 2 veces la presión operativa máxima esperada, donde la presión operativa máxima es la presión máxima esperada durante las operaciones previas al lanzamiento, el vuelo y la recuperación.

6.17.5 Presión de rotura diseñada para recipientes a presión compuestos

6.17.5.1 Todos los recipientes a presión SRAD y COTS modificados, ya sean construidos en su totalidad a partir de materiales no isotrópicos (*p.ej*, plásticos reforzados con fibra; FRP; también conocidos como compuestos), o la implementación de una envoltura compuesta de un recipiente metálico (también conocidos como recipientes a presión con envoltura compuesta; COPV), deberán diseñarse para una presión de ruptura no menor a 3 veces la presión operativa máxima esperada, donde la presión operativa máxima es la presión máxima esperada durante las operaciones previas al lanzamiento, el vuelo y la recuperación.

6.17.6 Prueba de recipientes a presión SRAD

⁶Por ejemplo, el interruptor de llave de armado de un dispositivo energético utilizado para desplegar un panel de escotilla no debe estar ubicado en la misma posición de sincronización de la estructura del avión que el panel de escotilla desplegado por esa carga.

6.17.6.1 Prueba de presión de prueba: los recipientes a presión SRAD y COTS modificados deberán Presión de prueba probada con éxito a 1,5 veces la presión operativa máxima esperada durante no menos del doble del tiempo de funcionamiento máximo esperado del sistema, utilizando el artículo o artículos de vuelo previstos (*p.ej*, el(*los*) recipiente(s) a presión utilizados en las pruebas de control deben ser los mismos que se utilizan en el IREC).

6.17.6.2 (Opcional) Prueba de presión de rotura

6.17.6.2.1 No existe ningún requisito para la prueba de presión de ruptura, sin embargo, se debe realizar una prueba rigurosa El plan de pruebas de verificación y validación generalmente incluye una serie de pruebas no destructivas (*es decir*; presión de prueba) y destructiva (*p.ej*, pruebas de presión de ruptura).

6.17.6.2.2 Se realizará una serie de pruebas de presión de ruptura en el diseño previsto. visto favorablemente; sin embargo, esto no se considerará una alternativa a la prueba de presión del artículo de vuelo previsto.

6.18 BATERÍAS CONTENIDAS EN EL COHETE

6.18.1 Baterías prohibidas

6.18.1.1 Las baterías de polímero de litio (LiPo) no están permitidas debido al riesgo de incendio a menos que:

6.18.1.1.1 Instalado en el dispositivo alimentado por el fabricante

6.18.1.1.2 Recomendado y suministrado por el fabricante

6.18.1.1.3 Cumplimiento de la especificación determinada y probada por el fabricante,

6.18.1.2 Las baterías de iones de litio en formato rectangular y/o con carcasa de plástico son prohibido.

6.18.1.3 Las baterías de plomo-ácido de celda húmeda están prohibidas.

6.18.1.4 Cualquier batería nuclear

6.18.2 Baterías permitidas

6.18.2.1 Las celdas químicas LiFePO₄ están permitidas en cualquier factor de forma y en cualquier carcasa. (plástico o metálico).

6.18.2.2 Las baterías de NiMH (níquel-hidruro metálico) están permitidas en carcasa metálicas y cualquier factor de forma.

6.18.2.3 Se permiten baterías alcalinas (no recargables) en carcasa metálicas y cualquier factor de forma.

6.18.2.4 Se permiten otras baterías de iones de litio si están empaquetadas en un recipiente metálico cilíndrico. caja.

6.18.2.5 Se permiten baterías de botón de litio primarias en carcasa metálica.

6.18.3 Los equipos deben preguntar sobre la química de las baterías y los factores de forma que no se enumeran aquí.

6.19 TRANSMISORES CONTENIDOS EN EL COHETE

6.19.1 Esta sección se aplicará a todos los transmisores COTS y SRAD contenidos en el cohete.

6.19.2 Se podrá utilizar cualquier transmisor con una potencia de salida de 200 mW o menos en cualquier parte del cohete.

6.19.3 No se utilizará ningún transmisor con una potencia de salida superior a 200 mW en un cohete que contenga aviónica SRAD que controle la energía.

7.0 SISTEMAS DE CONTROL DE VUELO ACTIVO

7.1 FUNCIONALIDAD DE CONTROL RESTRINGIDA

- 7.1.1 Todos los sistemas de control de vuelo activo del vehículo de lanzamiento se implementarán estrictamente para aumentar la estabilidad de cabeceo y/o balanceo, o para el frenado aerodinámico.
- 7.1.2 Bajo ninguna circunstancia un vehículo de lanzamiento inscrito en el IREC será guiado activamente hacia un objetivo espacial designado.
- 7.1.3 ESRA se reserva el derecho de realizar solicitudes adicionales de información y redactar requisitos únicos dependiendo del diseño específico del equipo.
- 7.1.4 Un estado neutral se define como aquel en el que no se aplican momentos al vehículo de lanzamiento (*p.ej.*, superficies aerodinámicas recortadas o retraídas, chorros de gas apagados, *etc.*).

7.2 INNECESARIO PARA UN VUELO ESTABLE

- 7.2.1 Los vehículos de lanzamiento que implementen controles de vuelo activos deberán ser naturalmente estables sin que se implementen dichos controles (*p.ej.* el vehículo de lanzamiento puede volar con el sistema de actuador de control (CAS), incluidas todas las superficies de control, ya sea removido o inerte y mecánicamente neutral, sin volverse inestable durante el ascenso).
- 7.2.2 Los sistemas de control de actitud (ACS) sólo mitigarán pequeñas perturbaciones que afecten la trayectoria de un cohete estable que implementa únicamente superficies aerodinámicas fijas para la estabilidad.
- 7.2.3 La estabilidad se define en la Sección 10.2 de este documento.
- 7.2.4 ESRA se reserva el derecho de realizar solicitudes adicionales de información y redactar requisitos únicos dependiendo del diseño específico del equipo.

7.3 DISEÑADO PARA SER SEGURO

- 7.3.1 Los sistemas de actuador de control (CAS) deberán pasar por defecto a un estado neutral siempre que se reciba una señal de aborto por cualquier motivo, se pierda la energía del sistema primario o la actitud del vehículo de lanzamiento exceda los 30° desde su elevación de lanzamiento.

7.4 FASE DE IMPULSO INACTIVIDAD

- 7.4.1 Los sistemas de actuadores de control (CAS) deberán permanecer en estado neutral hasta que se cumpla una de las siguientes condiciones:
 - 7.4.1.1 La fase de impulso del vehículo de lanzamiento ha finalizado (*es decir*, todas las etapas propulsoras han dejado de producir empuje).
 - 7.4.1.2 El vehículo de lanzamiento ha cruzado el punto de máxima presión aerodinámica (Q máx.) en su trayectoria.
 - 7.4.1.3 El vehículo de lanzamiento ha alcanzado lo siguiente:
 - 7.4.1.3.1 Para vuelos de 30K: una altitud de 6.000 m (19.600 pies) sobre el nivel del suelo.
 - 7.4.1.3.2 Para vuelos de 10K: una altitud de 2.000 m (6.500 pies) sobre el nivel del suelo.

7.5 ELECTRÓNICA DEL SISTEMA DE CONTROL DE VUELO ACTIVO

- 7.5.1 Todos los sistemas de control activo deberán cumplir con los requisitos de "cableado crítico de seguridad", 6.12.

7.5.2 Los sistemas de control de vuelo están exentos del requisito de redundancia COTS, dado que dichos componentes generalmente no están disponibles como COTS para la comunidad de cohetes amateurs de alta potencia.

7.6 ENERGÍA DEL SISTEMA DE CONTROL DE VUELO ACTIVO

7.6.1 Todos los dispositivos de energía almacenada utilizados en un sistema de control de vuelo activo (también conocidos como energéticos) deberán cumplir con los requisitos de dispositivos energéticos definidos en la Sección 6.15 de este documento.

8.0 ESTRUCTURAS DEL FUELLE

8.1 VENTILACIÓN ADECUADA

8.1.1 Los vehículos de lanzamiento deberán estar adecuadamente ventilados para evitar que se desarrollen presiones internas durante el vuelo y provoquen daños a la estructura del avión o cualquier otro cambio de configuración no planificado.

8.2 INTEGRIDAD ESTRUCTURAL GENERAL

8.2.1 Los vehículos de lanzamiento deberán construirse para soportar las tensiones operativas y conservar la integridad estructural en las condiciones encontradas durante la manipulación y el transporte y durante el vuelo del cohete.

8.2.2 Los equipos deberán asegurarse de que la velocidad de aleteo de las aletas del cohete sea al menos un 50 % mayor que la velocidad máxima esperada del cohete.

8.3 PROHIBICIONES MATERIALES

8.3.1 Los cohetes se construirán utilizando materiales ligeros,*p.ej.* fibra de vidrio y fibra de carbono, o cuando sea necesario metales ligeros dúctiles,*p.ej.* aluminio y técnicas de construcción adecuadas para el vuelo planificado.

8.3.2 No se utilizarán PVC (ni polímeros similares de baja temperatura), tubos cuánticos de Public Missiles Ltd. (PML) ni acero (incluido el acero inoxidable) en la estructura de fuselaje de ningún cohete. Esto incluye aletas, tubos del cuerpo y conos frontales.

8.3.3 No se utilizarán PVC (y polímeros similares de baja temperatura), acero inoxidable u otros materiales frangibles para una cámara de combustión de un sistema de propulsión sólido o híbrido.

8.3.4 No se utilizarán como lastre materiales peligrosos para el medio ambiente, como plomo, mercurio y uranio.

8.4 PERNOS DE OJAL Y PERNOS EN U DE SOPORTE DE CARGA

8.4.1 Todos los pernos de ojo que soporten carga deberán ser del tipo forjado, de ojo cerrado.

8.4.2 Todos los pernos de ojo, pernos en U y eslabones que soporten carga deberán ser de acero.

8.4.3 Este requisito se extiende a cualquier conjunto de perno y tuerca de ojo utilizado en lugar de un perno de ojo.

8.4.4 Componentes de acero inoxidable (pernos de ojo, pernos en U, enlaces, *etc.*) están permitidos para su uso en sistemas de recuperación.

8.5 UNIONES QUE IMPLEMENTAN TUBOS DE ACOPLAMIENTO

8.5.1 Juntas deslizantes entre el fuselaje y el acoplador destinadas a separarse durante un evento de recuperación

8.5.1.1 Las juntas deberán diseñarse de manera que el tubo de acoplamiento se extienda no menos de 1 diámetro del tubo del cuerpo (1 calibre) dentro de la sección del fuselaje de la cual se separará el acoplador durante el vuelo.

8.5.2 Juntas que no están destinadas a separarse durante el vuelo

8.5.2.1 Las uniones deberán diseñarse de manera que el tubo de acoplamiento se extienda dentro del componente de acoplamiento hasta el menor de los valores siguientes: 1 diámetro del tubo del cuerpo (1 calibre) o la profundidad máxima posible según el diseño del componente de acoplamiento.

8.5.2.2 Las juntas se fijarán mediante sujetadores mecánicos y/o adhesivos permanentes.

8.5.3 Independientemente de la implementación (*p.ej.* Las juntas de fuselaje de aeronaves tipo RADAX u otros tipos de unión deberán evitar que se doble, ver <https://www.osti.gov/biblio/5007820> .

8.6 BOTONES DEL RIEL

- 8.6.1 Los botones del riel implementarán “puntos duros” para la fijación mecánica deslizante del cohete al riel de lanzamiento 1515 provisto por IREC, que servirá para guiar el cohete durante la fase inicial de impulso hasta que el cohete alcance la velocidad suficiente para que las aletas proporcionen estabilización aerodinámica.
- 8.6.2 Se utilizarán un mínimo de dos (2) botones de riel.
- 8.6.3 Los puntos de fijación de los botones del riel a la estructura del avión deberán estar reforzados.
- 8.6.4 Los botones del riel se deberán fijar utilizando al menos un sujetador metálico a través del fuselaje reforzado.
- 8.6.5 No se permite la fijación únicamente con adhesivo.
- 8.6.6 No se permiten guías de riel que se desprendan.
- 8.6.7 No se permiten botones de riel impresos en 3D en un material polimérico.
- 8.6.8 No se permiten guías de carril conformadas mediante adhesivos que tengan una forma lineal y se deslicen en la ranura del carril de lanzamiento.
- 8.6.9 Los botones del riel deberán ser capaces de soportar el peso completamente cargado del vehículo de lanzamiento mientras el cohete está en posición horizontal y colgado de un riel (suspenido desde abajo).
- 8.6.10 La ubicación del botón del riel no debe provocar que el riel bloquee el acceso a la electrónica de armado.
- 8.6.11 Los equipos que utilicen torres de lanzamiento deberán proporcionar la torre de lanzamiento y estarán exentos de los requisitos del Botón de Riel.

8.7 MARCAS DE IDENTIFICACIÓN

- 8.7.1 Todos los cohetes deberán estar etiquetados con el nombre del equipo, el número y la frecuencia de seguimiento GPS.
- 8.7.2 Esta etiqueta deberá duplicarse en cada parte del cohete que pueda separarse ya sea por diseño o accidentalmente.
- 8.7.3 El fuselaje del avión de refuerzo deberá mostrar de forma destacada el número de identificación del equipo delante de cada aleta. Los dígitos de la identificación del equipo deberán estar marcados en secuencia, longitudinalmente, de adelante hacia atrás a lo largo del fuselaje del avión de refuerzo. Consulte el Apéndice F para ver un ejemplo.
- 8.7.3.1 Los dígitos individuales deberán estar orientados con su eje vertical en línea con el eje longitudinal del cohete y deberá ser legible con el cohete en posición vertical.
- 8.7.3.2 Los dígitos de identificación del equipo deberán tener al menos 75 mm (3 pulgadas) de alto, al menos 12 mm (½ pulgada) de ancho de trazo y un color sólido que contraste claramente con un color de fondo sólido.
- 8.7.3.3 La identidad del equipo debe ser clara para los espectadores de la transmisión en vivo cuando el cohete esté en la plataforma.

8.8 OTRAS MARCAS

- 8.8.1 No existen requisitos para la coloración o las marcas del fuselaje más allá de los especificados en la Sección 8.7 de este documento; sin embargo, ESRA ofrece las siguientes recomendaciones a los equipos de estudiantes.

- 8.8.2 Color predominantemente blanco o de tono más claro (*p.ej*, amarillo, rojo, naranja,*etc.*) Los fuselajes son especialmente propicios para mitigar parte del calentamiento solar experimentado en el entorno de lanzamiento del IREC.
- 8.8.3 Esquemas de alta visibilidad (*p.ej*, negro de alto contraste, naranja, rojo,*etc.*) y patrones de rollo (*p.ej*, rayas contrastantes,*etc.*) puede permitir a los observadores terrestres rastrear y registrar más fácilmente la trayectoria del vehículo de lanzamiento con ópticas de alta potencia.
- 8.8.4 Se desaconseja totalmente cualquier forma de color verde, marrón u otros colores asociados con patrones de camuflaje.

9.0 CARGA ÚTIL

9.1 RECUPERACIÓN DE LA CARGA ÚTIL

- 9.1.1 Las cargas útiles pueden desplegarse independientemente del vehículo de lanzamiento, permanecer dentro de la estructura del vehículo de lanzamiento o desplegarse y permanecer unidas al vehículo de lanzamiento durante todo el vuelo.
- 9.1.2 Las cargas útiles desplegables que no permanezcan unidas a la estructura del vehículo de lanzamiento deberán:
 - 9.1.2.1 Incorporar un sistema de recuperación independiente, reduciendo la velocidad de descenso de la carga útil a menos de 11 m/s (36 pies/s) en el momento del aterrizaje.
 - 9.1.2.2 Contener un sistema de rastreo GPS que cumpla con la sección 4.
- 9.1.3 Las cargas útiles desplegables que implementan un sistema de recuperación basado en paracaídas o parafoil no están obligadas a cumplir con el requisito de doble evento.
- 9.1.4 Las cargas útiles desplegables no podrán implementar planeadores, drones, globos o cualquier otro sistema UAS.

9.2 ELECTRÓNICA DEL SISTEMA DE RECUPERACIÓN DE CARGA ÚTIL Y CABLEADO CRÍTICO DE SEGURIDAD

- 9.2.1 Las cargas útiles que implementen sistemas de recuperación independientes deberán cumplir con los mismos requisitos que el vehículo de lanzamiento en cuanto a "electrónica redundante" y "cableado crítico para la seguridad".
- 9.2.2 Las baterías de carga útil deberán cumplir los requisitos del apartado 6.18.

9.3 PRUEBA DEL SISTEMA DE RECUPERACIÓN DE CARGA ÚTIL

- 9.3.1 Las cargas útiles que implementen sistemas de recuperación independientes deberán cumplir con los mismos requisitos que el vehículo de lanzamiento para las "pruebas del sistema de recuperación".

9.4 DISPOSITIVOS ENERGÉTICOS DE CARGA ÚTIL

- 9.4.1 Las cargas útiles no incluirán ningún tipo de pirotecnia. Entre estos elementos se incluyen, entre otros, motores de cohetes, pernos explosivos u otros elementos energéticos.

9.5 MARCAS DE IDENTIFICACIÓN DE LA CARGA ÚTIL

- 9.5.1 Todas las cargas útiles deberán estar etiquetadas con el nombre del equipo, el número y la frecuencia de seguimiento GPS.
- 9.5.2 Esta etiqueta deberá duplicarse en cada parte de la carga útil que pueda separarse ya sea por diseño o accidentalmente.

10.0 REQUISITOS DE TRAYECTORIA DE LANZAMIENTO Y ASCENSO

10.1 AZIMUT Y ELEVACIÓN DEL LANZAMIENTO

- 10.1.1 Los vehículos de lanzamiento se lanzarán nominalmente en un ángulo de elevación de $84^\circ \pm 2^\circ$ y un acimut de lanzamiento definido por los oficiales de competencia en el IREC.
- 10.1.2 Los oficiales de seguridad de campo se reservan el derecho de exigir que la elevación de lanzamiento de ciertos vehículos sea menor o mayor si se identifican problemas de seguridad de vuelo durante las actividades previas al lanzamiento.
- 10.1.3 Los oficiales de competencia podrán permitir que los vuelos programados se lancen a $87^\circ \pm 2^\circ$.

10.2 ESTABILIDAD DE LANZAMIENTO

- 10.2.1 Los equipos deben diseñar sus cohetes para alcanzar una velocidad de salida del riel de al menos 30 m/s (100 pies/s).
- 10.2.2 Los equipos que no puedan cumplir con el punto 10.2.1 pueden utilizar un análisis detallado para demostrar que se logra la estabilidad a una velocidad de salida del riel menor. Alternativamente, se pueden utilizar múltiples simulaciones por computadora, pero se debe evaluar la estabilidad en una variedad de condiciones de lanzamiento.
- 10.2.2.1 En ningún caso la velocidad de salida del carril será inferior a 15 m/s (50 pies/seg).
- 10.2.3 La salida del carril de lanzamiento se define como el instante en el que el vehículo de lanzamiento queda libre por primera vez para moverse sobre el eje de cabeceo, guiñada o balanceo.

10.3 ESTABILIDAD DE ASCENSO

- 10.3.1 Los vehículos de lanzamiento deberán mantener un margen de estabilidad dinámica de al menos 1,5 calibres de carrocería, independientemente del movimiento de Cg y/o el cambio de la ubicación del centro de presión Cp, desde el lanzamiento hasta el primer evento de despliegue del sistema de recuperación.

10.4 SOBREESTABILIDAD

- 10.4.1 Los vehículos de lanzamiento no deberán ser "sobreestables" durante su ascenso, definido como tener un margen de estabilidad estática >4 calibres o un margen de estabilidad dinámica durante el vuelo >6 calibres.

11.0 EQUIPO DE SOPORTE DE LANZAMIENTO PROPORCIONADO POR ESRA

11.1 RIELES DE LANZAMIENTO PROPORCIONADOS POR ESRA

- 11.1.1 Todos los equipos que compitan en las categorías de sólidos (COTS o SRAD) deberán utilizar sistemas de control de lanzamiento suministrados por IREC.
- 11.1.2 ESRA deberá proporcionar rieles de lanzamiento que midan al menos 5,2 m (17 pies) de largo, rieles guía de aluminio de 1,5" x 1,5" (también conocidos como 1515) del tipo 80/20®, consulte <https://8020.net/>.
- 11.1.3 Los cohetes se cargarán horizontalmente desde la parte superior del riel guía y luego el riel se erigirá a la elevación de lanzamiento requerida.
- 11.1.4 Una vez erigido, el vehículo de lanzamiento deberá ser apoyado verticalmente por un tope mecánico sumergido en el riel.
 - 11.1.4.1 La posición del tope mecánico podrá ser ajustada.
- 11.1.5 Los equipos cuyos diseños prevén la necesidad de un riel de lanzamiento más largo para lograr estabilidad durante el lanzamiento deberán proporcionar su propia plataforma de lanzamiento.

11.2 SISTEMA DE CONTROL DE LANZAMIENTO PROPORCIONADO POR ESRA

- 11.2.1 El IREC utilizará un sistema de control de lanzamiento inalámbrico Wilson F/X compuesto por una unidad de control de lanzamiento LCU-64x y cajas de relé de plataforma inalámbrica encriptadas PBU-8w.

11.3 EQUIPO DE SOPORTE DE LANZAMIENTO PROPORCIONADO POR EL EQUIPO

- 11.3.1 Los equipos podrán proporcionar su propio riel o torres de lanzamiento.
- 11.3.2 Los rieles o torres de lanzamiento proporcionados por el equipo deberán estar sujetos a una revisión de seguridad por parte del personal de ESRA antes de su uso. No se permitirán los rieles o torres que se consideren inseguros. Los equipos en esta situación podrán utilizar los rieles de lanzamiento proporcionados por ESRA.
- 11.3.3 Los equipos deben hacer que su equipo de apoyo al lanzamiento sea portátil a una distancia de al menos 100 m (328 pies).
- 11.3.4 Los controladores de lanzamiento híbridos deberán incluir instrumentación para monitorear el llenado del oxidante. Nivel. Esta instrumentación funcionará en condiciones de humedad relativa potencialmente baja en el sitio de lanzamiento (<5%). Es poco probable que funcione la instrumentación que depende de la condensación de agua en el aire.

11.3.5 Coordinación de frecuencia

- 11.3.5.1 Todos los sistemas de control de lanzamiento proporcionados por el equipo utilizan comunicación inalámbrica. gestionará las asignaciones de frecuencias con el MCC.
- 11.3.5.2 Todos los sistemas de control de lanzamiento proporcionados por el equipo utilizan comunicación inalámbrica. Podrán desplazar sus antenas al menos 30 metros en cualquier dirección desde el punto de lanzamiento.
- 11.3.5.3 Los equipos deben elevar cualquier antena para proporcionar espacio libre en la línea de visión por encima arbustos y terreno

11.3.6 Alimentación de tierra

- 11.3.6.1 Se permiten cables umbilicales de alimentación de tierra.
- 11.3.6.2 Los equipos de alimentación de tierra del equipo no deberán conectarse a ningún equipo ESRA.
- 11.3.6.3 Los generadores están prohibidos.
- 11.3.6.4 Se prohíbe el ruido excesivo proveniente del equipo de soporte eléctrico terrestre (que afecte las operaciones de lanzamiento).

11.3.6.5 Los equipos deberán recoger el equipo eléctrico terrestre tan pronto como sea posible después de su uso.*es decir,*
la próxima vez que se abra el banco de almohadillas para acceder.

11.3.6.6 El equipo de energía terrestre del equipo deberá estar etiquetado con el número del equipo y la información de contacto.
información.

11.3.6.7 Las baterías de plomo-ácido de celda húmeda están prohibidas.

11.4 RANGO OPERACIONAL

11.4.1 Todos los sistemas de control de lanzamiento proporcionados por el equipo deberán ser operados electrónicamente y tener un alcance operativo mínimo de no menos de 610 m (2000 pies) desde el riel de lanzamiento.

11.4.2 El alcance operativo máximo se define como el alcance en el que se puede ordenar el aborto y el lanzamiento de manera confiable.

11.5 TOLERANCIA A FALLAS Y ARMADO

11.5.1 Todos los sistemas de control de lanzamiento proporcionados por el equipo deberán ser al menos tolerantes a una sola falla mediante la implementación de un enclavamiento de seguridad removible (*es decir;* un puente o llave que debe mantenerse en posesión del equipo de armado durante el armado) en serie con el interruptor de lanzamiento.

11.5.2 El Apéndice C de este documento proporciona orientación general para garantizar la tolerancia a fallas en los sistemas de control de lanzamiento de cohetes de alta potencia.

11.5.3 Los controladores de lanzamiento híbridos deberán incluir un mecanismo a prueba de fallos que proporcione ventilación automática del oxidante en caso de pérdida de energía o comunicación durante el llenado.

11.6 INTERRUPTORES CRÍTICOS DE SEGURIDAD

11.6.1 Todos los sistemas de control de lanzamiento provistos por el equipo deberán implementar interruptores de encendido del tipo momentáneo, normalmente abierto (también conocido como "hombre muerto"), de modo que eliminan la señal cuando se suelten.

11.6.2 Los interruptores de mercurio o de "rodillo de presión" no están permitidos en ninguna parte de los sistemas de control de lanzamiento proporcionados por el equipo.

APÉNDICE A: ACRÓNIMOS, ABREVIATURAS Y TÉRMINOS

ACRÓNIMOS Y ABREVIATURAS	
ACS	Sistema de control de actitud
AGL	Por encima del nivel del suelo
APCP	Propulsor compuesto de perclorato de amonio
AWG	Calibre de cable americano
CAS	Sistema de actuador de control
CFR	Código de Reglamentos Federales
Cg	Centro de gravedad
CONCEPTOS BÁSICOS	Concepto de Operaciones
VPO	Recipiente a presión con envoltura compuesta
CUNAS	Productos comerciales listos para usar
Cp	Centro de presión
PIRE	Potencia isotrópica radiada equivalente
ESRA	Asociación de cohetes de sondeo experimentales
Para	Volante de registro
PRFV	Plástico reforzado con fibra
IREC	Competición internacional de ingeniería de cohetes
SALMÓN AHUMADO	Oxígeno líquido
CCM	Centro de control de misión
MCOTS	Comercial modificado listo para usar
LMS	Nivel medio del mar
Asociación Nacional de Protección Ambiental	Asociación Nacional de Protección contra Incendios
SRAD	Investigación y desarrollo por parte de estudiantes
Por determinar	Por determinar
Por descubrir	Por resolver
TRA	Asociación de Cohetería de Trípoli

TÉRMINOS	
Cohete amateur	El 14 CFR, Parte 1, 1.1 define un cohete amateur como un cohete no tripulado que es "propulsado por un motor o motores que tienen un impulso total combinado de 889.600 Newton-segundos (200.000 libras-segundos) o menos, y no puede alcanzar una altitud mayor a 150 kilómetros (93,2 millas estatutarias) sobre la superficie de la Tierra".
Calibre corporal	Unidad de medida equivalente al diámetro de la estructura del vehículo de lanzamiento en cuestión.
Daño excesivo	Se define como daño excesivo cualquier daño hasta el punto de que, si se reabastecieran los consumibles previstos del sistema, no podría volver a lanzarse de forma segura. Los consumibles previstos se refieren a aquellos elementos que, dentro de lo razonable, - se espera que sea reparado o reemplazado después de una misión nominal (<i>p.ej.</i> , propulsores, gases presurizantes, dispositivos energéticos), y puede ampliarse para incluir el reemplazo de aletas dañadas u otros componentes del fuselaje diseñados específicamente para un reemplazo fácil y rápido si dichos componentes están disponibles y pueden reemplazarse razonablemente en 30 minutos.
Cohete amateur de clase 2 de la FAA	El título 14 del CFR, parte 101, subparte C, 101.22 define un cohete amateur de clase 2 (también conocido como cohete de alta potencia) como "un cohete amateur distinto de un cohete modelo que es propulsado por un motor o motores que tienen un impulso total combinado de 40 960 Newton-segundos (9208 libras-segundos) o menos".
Propulsores no tóxicos	A los efectos del IREC, los organizadores del evento consideran como propulsores no tóxicos el perclorato de amonio compuesto (APCP), el nitrato de potasio y el azúcar (también conocido como "caramelo de cohete"), el óxido nitroso, el oxígeno líquido (LOX), el peróxido de hidrógeno, el queroseno, el propano y similares. Los propulsores tóxicos se definen como aquellos que requieren aparatos respiratorios, infraestructura especial de almacenamiento y transporte o un amplio equipo de protección personal. <i>etc.</i>

APÉNDICE B: DIRECTRICES DE SEGURIDAD CRÍTICA PARA EL CABLEADO

Introducción

- Con el objetivo de respaldar la confiabilidad de la recuperación y la seguridad general, este Apéndice establece pautas para todo el cableado crítico de seguridad. Esto se define como el cableado asociado con las implementaciones del sistema de recuperación, cualquier motor de cohete de arranque aéreo, balizas de ubicación (*p.ej/GPS*) y cualquier sistema que pueda afectar la trayectoria o estabilidad del cohete.
- Las técnicas de cableado que se describen aquí se sugieren para inspección y facilidad de reparación en campo. Si bien el cableado no crítico está fuera del alcance de este documento técnico, se recomiendan las prácticas que se describen en este documento.

Identificación de peligros

- Cualquier sistema electrónico que utilice voltajes de 50 voltios (CA o CC) o superiores deberá estar identificado con la siguiente advertencia en el exterior del gabinete electrónico: "PRECAUCIÓN: Alto voltaje en el interior. Acceso interno solo para personal del equipo".

Pautas de cableado

- Todo el cableado aéreo debe ser trenzado, aislado, calibre 22 AWG o AWG numérico inferior (cuanto menor sea el calibre AWG del cable, mayor será el diámetro del conductor) según corresponda (según la práctica de la industria) para conducir las corrientes esperadas. Se requieren conductores de cobre, excepto como se indica a continuación.
 - Los conductores de cobre recubiertos de plata o estaño (todo el cable, no solo los extremos) son deseables, pero no obligatorios.
 - Cuando un componente comercial incluye cables sueltos, dichos cables pueden usarse sin modificar. Por ejemplo, un fósforo electrónico puede contener un cable sólido, un conector de batería puede integrar un cable de calibre 26 AWG,*etc.*
 - Se pueden utilizar cables trenzados de un diámetro inferior a 24 AWG solo cuando sea necesario para un componente comercial. Por ejemplo, si el bloque de terminales de un altímetro está dimensionado para aceptar cables de 24 AWG, ese es el tamaño del cable que se debe utilizar para esa parte del circuito.
- Los cables deben pelarse únicamente con una herramienta para pelar cables del calibre adecuado. Cualquier hebra cortada es motivo de rechazo.
- Cada extremo de un cable debe terminarse con uno de los siguientes métodos aprobados:
 - Engarzado en un terminal de engarce (preferible). Esto incluye terminales de engarce en conectores multiconductores, como conectores D-sub de 9 pines (consulte la tabla a continuación).
 - Atornillado a un terminal de tornillo de unión (aceptable).
 - Los cables deben terminarse en un bloque de terminales solo si se trata de un equipo comercial (*es decir*, Un altímetro tiene bloques de terminales incorporados, por lo que no hay otra opción. Los bloques de terminales de dos piezas deben estar bien fijados entre sí; el ajuste por fricción es insuficiente).
 - Está prohibido quitar hebras de cable para permitir que un cable entre en un orificio o terminal más pequeño. Considere utilizar un conductor de diámetro más pequeño o un tipo de terminal diferente.

- Los cables se terminarán mediante soldadura solo si se trata de un equipo comercial (*p.ej.* Un interruptor de activación tiene terminales de soldadura incorporados, por lo que no hay otra opción. La confiabilidad de las juntas de soldadura no se puede establecer completamente mediante una inspección visual únicamente.
- Todas las operaciones de engarce se deben realizar con las herramientas adecuadas, utilizando terminales de engarce dimensionados para el calibre de cable apropiado.
- Cuando se engarzan varios cables en un solo terminal, calcule el calibre efectivo (por ejemplo, dos AWG 22 son efectivamente AWG 19) y utilice el terminal del tamaño adecuado.
- Se deben evitar los terminales con fundas plásticas aisladas (generalmente codificadas por colores para indicar el tamaño del cañón) debido a la dificultad de inspección.
 - Si un terminal se suministra con una funda de plástico aislada, se puede quitar y aplicar en su lugar un material termorretráctil transparente.
 - Normalmente no se requieren fundas de plástico aislantes en los terminales si están montados correctamente en bloques de barrera. Si se necesita aislamiento, utilice tubos termorretráctiles transparentes.
- Cuando un cable pelado se sujetta con un tornillo de sujeción, el cable debe formar un gancho de 180 grados y los hilos deben ser visibles al salir de la cabeza del tornillo. Solo se permitirá un cable por tornillo.
 - La curvatura del cable deberá ser en el sentido de las agujas del reloj, de modo que se apriete a medida que se aprieta el tornillo.
- Cuando los terminales de anillo o de horquilla se mantienen sujetos mediante terminales de tornillo, se permite un máximo de dos terminales por tornillo.
- Se deben engarzar un máximo de tres cables en un único cilindro terminal. Se considera que los terminales de empalme a tope tienen cilindros separados en cada extremo.
- Si se deben unir dos o más cables, se debe utilizar uno de los siguientes métodos aprobados:
 - Engarce un terminal de anillo en cada cable y luego atornílelos a un bloque de barrera. Agregue puentes de bloque de barrera aprobados si se deben unir muchos cables.
 - Atornille el cable desnudo debajo de un tornillo con cabeza de sujeción en un bloque de barrera. Agregue puentes de bloque de barrera aprobados si se deben unir muchos cables.
 - Engarce los cables en un terminal de empalme a tope sin aislamiento y luego áíslelos con un tubo termorretráctil transparente.
- Cualquier método de empalme mediante torsión de cables (incluidas las tuercas para cables) está explícitamente prohibido.
- Todas las terminaciones de los cables deberán inspeccionarse antes del vuelo.
 - Las inspecciones serán visuales para determinar el cumplimiento de este documento.
 - Se examinarán todas las terminaciones para detectar conductores expuestos que puedan tener potencial de cortocircuitos eléctricos.
 - Todas las terminaciones se probarán mediante tracción ejerciendo un tirón moderado sobre el cableado para verificar que permanezca conectado.

- Todos los tubos aislantes (normalmente termorretráctiles) deben ser transparentes, lo que permite inspeccionar el hardware subyacente.
 - No se utilizará cinta, pegamento ni RTV para aislar o agrupar ningún elemento del mazo de cables.

Pautas para conectores y arneses

- Los conectores deberán identificarse mediante etiquetas y/o códigos de color para permitir la determinación del sistema asociado y las piezas acopladas.
- Los conectores (excepto los conectores coaxiales) deberán utilizar contactos de engarce a menos que no se pueda conseguir otra alternativa.
 - Los conectores coaxiales pueden soldarse.
- Los conectores acoplados (excepto los conectores coaxiales roscados) deberán utilizar un mecanismo de bloqueo positivo para mantener las dos mitades acopladas bajo vibración y tensión.
 - Si los conectores acoplados no tienen un mecanismo de bloqueo positivo incorporado, deberán utilizar un medio externo para evitar la separación de la conexión.*p.ej,bridas, cordones, abrazaderas mecánicas.*
 - Se comprobará que los conectores coaxiales roscados estén bien apretados.
- Se permiten pestillos de conector de plástico, pero están sujetos a inspección para detectar daños y enganches.
- Los conectores de alimentación deberán estar polarizados para evitar la aplicación de energía inversa.
- Las buenas prácticas recomiendan que los cables individuales se agrupen para formar un arnés (el cableado multiconductor de fábrica en una cubierta exterior común es aceptable).
 - Los arneses críticos para la seguridad deberán mantenerse separados de los arneses de carga útil (según corresponda).
 - La agrupación se puede realizar mediante:
 - Un giro ligero (sólo por razones mecánicas, no se pretende mitigar la EMC).
 - Trozos cortos (1 cm) de tubo termorretráctil transparente, bridales o cordones cada 5 cm.
 - Manguito de malla de alambre, siempre que permita la inspección del cableado en su interior.
- El arnés puede estar sujeto por abrazaderas de plástico en forma de P, bases de amarre o bridales para sujetarlo a la estructura. El recorrido del arnés no debe estar en contacto con bordes afilados.*p.ej,roscas de tornillos que puedan dañar el cableado.*
- Todos los elementos que están conectados por el arnés (bloques de barrera, sensores, baterías, actuadores, interruptores, etc.) deben fijarse rígidamente a la estructura del cohete para que no puedan moverse.
 - La fijación rígida implica la fijación con abrazaderas mediante sujetadores roscados o una unión de pegamento sólido. Las bridales para cables y/o la cinta no son ejemplos aceptables de fijación rígida.
 - Todo el cableado debe tener alivio de tensión (pequeña cantidad de holgura) para evitar que las terminaciones y conexiones se desacoplen.
- Las baterías deben montarse y conectarse adecuadamente:
 - No se deben utilizar "velcro" (o material similar con gancho y bucle) ni bridales como único método para montar las baterías.

- Las baterías que están sujetas a daños por punción deben montarse de manera y en una ubicación que mitigue la probabilidad de que se produzcan dichos daños durante un aterrizaje brusco u otro evento de alto impacto.
- Las baterías alcalinas de 9 V deben asegurarse para evitar el movimiento y conectarse mediante terminales a presión adecuados.
 - Las baterías se deben montar en una dirección y manera que evite que las fuerzas de aceleración desconecten el conector de la batería.
- Las conexiones de las baterías de plomo y ácido con celdas de gel deben estar codificadas por colores (normalmente rojo para positivo, negro para negativo) para evitar la inversión de la polaridad de conexión. En esta aplicación se pueden utilizar terminales "faston" aislados, sujetos a inspección visual y pruebas de tracción.
 - Las baterías de gel, debido a su peso, se inspeccionarán para comprobar que tengan un montaje rígido y cautivo. No se aceptan bridales ni velcro por sí solos.
- Pilas cilíndricas (AAA, AA, C, D, 18650, etc.) pueden montarse en soportes comerciales. Los soportes de batería, si se utilizan, deben fijarse rígidamente a la estructura y las baterías deben sujetarse con correas (*p.ej.*(bricolaje, envoltura de lazo, cordones) en los soportes.
 - Los portapilas se deben montar en una dirección y manera que evite que las fuerzas de aceleración compriman los resortes de contacto.

Pautas para la placa de circuito

- Todos los componentes que pesen más de 7 g deberán estar fijados para evitar que se muevan bajo aceleración.
 - Se sugiere el uso de recubrimientos conformados para proporcionar un grado de estancamiento para todos los componentes y evitar cortocircuitos eléctricos.
- Todos los componentes enchufados (*p.ej.*Los circuitos integrados y los contactos a presión) deberán estar sujetos positivamente de modo que no puedan aflojarse por vibración.
- La envoltura de alambre, la soldadura a través de orificios pasantes y la soldadura de montaje superficial son métodos de fabricación aceptables.
- No se deben utilizar placas de pruebas sin soldadura (también conocidas como placas de pruebas enchufables).
- Cualquier placa comercial para el mercado de cohetes de alta potencia debe considerarse de calidad suficiente, siempre que se encuentre en un estado de fábrica sin daños.
- El conector entre la placa base y las placas secundarias no debe ser el único medio de soporte. Se requieren soportes mecánicos para la placa secundaria.
- Se permiten cortes y puentes siempre que estos estén fijados para evitar daños.

Fuentes recomendadas

- Los componentes sugeridos se pueden comprar en Digikey, Mouser, Omron y Amazon que ayudarán a cumplir con las pautas de cableado.
- Estas son solo recomendaciones y usted es libre de elegir otras piezas y comprarlas de otros proveedores.

- Busque las páginas del catálogo asociadas con cada número de Digikey o Mouser para encontrar piezas similares de diferentes tamaños.

<u>Parte</u>	<u>Número</u>	<u>Notas</u>
Cable	Llave digital A5855W-100-ND	Este es un buen cable calibre 22, estañado y con aislamiento de teflón. La fluidez en frío es una consideración a largo plazo, pero no debería ser un problema para un cohete de corta vida útil.
Cable	Llave digital C2016L-100-ND	Cable estañado con aislamiento de PVC calibre 22. Tenga en cuenta que la "L" indica el color del aislamiento (los otros colores son B, R, A, Y, N, W)
Cable	Teclado digital W120-100-ND Teclado digital W121-100-ND	2 conductores, calibre 22 3 conductores, calibre 22
Cable	"Alambre estañado de calidad marina" de Amazon	Calibre 18, disponible en rollos de 35 pies o 100 pies
Terminales de anillo, sin aislamiento	Digikey A27021-ND (orificio n.º 6)	La serie Solistrand es una terminal de alta calidad. Hay varias herramientas de crimpado disponibles. Obtienes lo que pagas: las más caras son muy buenas, pero las básicas son suficientes en caso de necesidad.
Terminal de empalme a tope	Llave digital A09012-ND	Otra terminal de la serie Solistrand
Terminal "faston"	Digikey 298-10011-ND (verificar tamaño)	Estos terminales son útiles para conectar interruptores, baterías de gel y muchos dispositivos automotrices.
Portapilas de 9 V, con terminales para soldar	Llave digital 708-1409-ND	Atornille este soporte a su chasis y luego sujeté la batería con un cable.
Conector de batería de 9 V, a presión	Llave digital BS12I-ND	Conector de brida para cable a batería y de batería a chasis.
Portapilas para 4 pilas AA	Llave digital 708-1399-ND	Esta es una bonita caja de batería cerrada para 4 pilas AA.
Abrazadera en P	Digikey 7624K-ND (verificar tamaño)	Esta unidad en particular es para un arnés de 0,25" de diámetro. Seleccione el tamaño correcto.
Tubo termorretráctil	Digikey A014C-4-ND (verificar tamaño) Mouser 650-RNF100 (verificar tamaño)	El material es poliolefina transparente con baja temperatura de contracción. Se encoge con pistola de aire caliente o con horno.
Bloque de barrera (doble fila)	Digikey CBB206-ND Mouser 538-2140 o 4140 (paso de 0,375"), 538-2141 o 4141 (paso de 0,438")	Disponible en una variedad de longitudes. Puede aceptar terminales de anillo o de horquilla (preferiblemente) o cable desnudo (aceptable).

Puente de bloque de barrera	Llave digital CBB314-ND	Conecte tiras adyacentes cuando sea necesario conectar muchos cables entre sí
Conectores D-sub (9 contactos)	Digikey A31886-ND (carcasa macho) Digikey A34104-ND (carcasa hembra) Digikey A1679-ND (pines macho) Digikey A1680-ND (pines hembra)	Los conectores y contactos son baratos, pero las herramientas de crimpado son caras.
Hardware de fijación D-sub	Digikey MDVS22-ND (tornillo) Digikey MDVS44-ND (enchufe)	Estos kits convierten el ajuste por fricción D-sub en un bloqueo positivo adecuado.
Conectores MIL-C-38999	Digikey 956-1017-ND (receptáculo de montaje en panel de 13 pines con pines) Digikey 956-1020-ND (enchufe de 13 pines con enchufes)	Estos conectores se acercan al estilo y la calidad que se utilizan en los vehículos de lanzamiento orbital. ¡Son extremadamente robustos, pero muy caros!
Interruptor para pasador de tracción	Omron SS-5G	Este interruptor tiene una capacidad nominal de 30 G. Disponible directamente o como parte de algunos interruptores de clavija de tracción comerciales.

APÉNDICE C: DIRECTRICES DE DISEÑO DE SISTEMAS DE CONTROL DE INCENDIOS

Introducción

- El siguiente Apéndice está escrito para ilustrar las mejores prácticas y la filosofía del diseño de sistemas de control de fuego seguro para los equipos de estudiantes que participan en el IREC. Cuando se trata de sistemas de disparo (lanzamiento) para grandes cohetes amateur, la seguridad es primordial. Este es un concepto con el que todos están de acuerdo, pero es evidente que pocos aprecian realmente lo que constituye un sistema de disparo "seguro". Ya sea que lo hayan visto codificado o no, la mayoría de los coheteros entienden los conceptos básicos:

1.1 La consola de control debe estar diseñada de tal manera que se requieran dos acciones deliberadas para activar el sistema.

1.2 El sistema debe incluir un interruptor de energía de modo que la corriente de disparo no pueda enviarse a los cables de disparo mientras el personal esté en la plataforma y esta interrupción debe estar bajo el control del personal en la plataforma.

1.3 Estos son buenos conceptos de diseño y, si todo funciona como debería, el resultado es un sistema de disparo perfectamente seguro. Pero suponer que "todo funciona como debería" es peligroso. Las consolas de control rebotan en la parte trasera de los camiones durante el transporte. Los cables se pisan, se tropiezan con ellos y se atropellan. Los interruptores se llenan de arena y gravilla. En otras palabras, los componentes fallan. Por tanto, hay un concepto más que debería incorporarse al diseño de un sistema de disparo:

1.3.1 El fallo de cualquier componente individual no debe comprometer la seguridad del sistema de disparo.

Filosofía de diseño de sistemas de control de incendios adecuados

- Examinemos un sistema de encendido que, a primera vista, puede parecer simple, bien diseñado y seguro (Figura 1). Si todo funciona como está diseñado, se trata de un sistema de encendido perfectamente seguro, pero examinemos el sistema para comprobar si cumple con las prácticas de diseño seguro adecuadas.
- La consola de control debe estar diseñada de tal manera que se requieran dos acciones deliberadas para lanzar el cohete. ¡Comprobado! En realidad, se requieren tres acciones deliberadas en la consola de control: (1) insertar la llave, (2) girar la llave para activar el sistema, (3) presionar el botón de disparo.
- El sistema debe incluir un interruptor de energía de modo que la corriente de ignición no pueda enviarse a los cables de encendido mientras el personal esté en la plataforma y este interruptor debe estar bajo el control del personal en la plataforma. ¡Compruebe y compruebe! El relé de encendido aísla de manera efectiva la cerilla eléctrica de la fuente de alimentación de encendido (batería) y, como el operador en la plataforma debe tener la llave en su bolsillo, no hay forma de que una persona en la consola de control pueda disparar el cohete accidentalmente.

- Pero todo esto supone que todo en el sistema de disparo funciona como debería. ¿Hay algún fallo en un solo componente que pueda poner en peligro la seguridad de este sistema? Sí. En un sistema que solo tiene cinco componentes más allá de las líneas de disparo y el ematch, tres de esos componentes pueden fallar con resultados potencialmente letales.

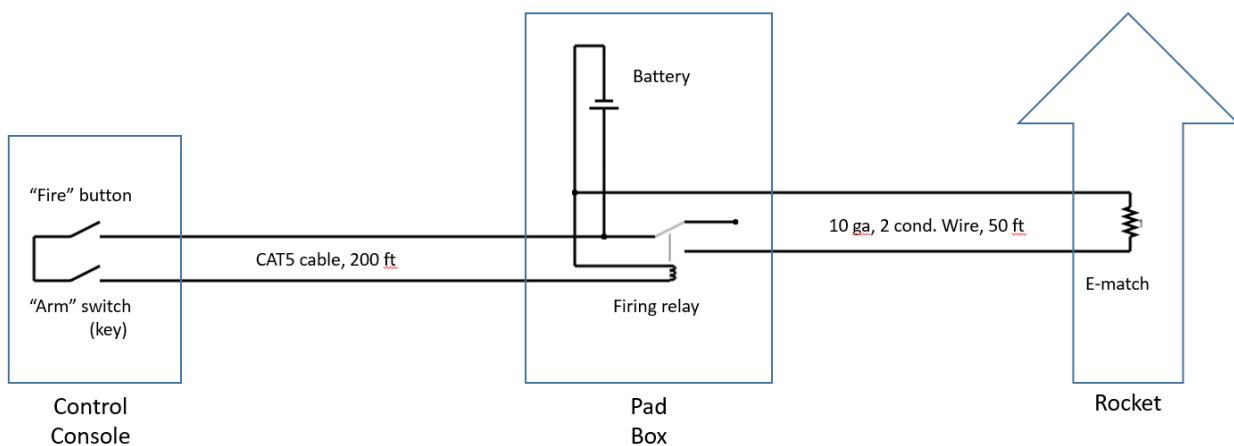


Figura 1: Un sistema simple de control de incendios de alta corriente.

Relé de disparo

- Si el relé de disparo estaba atascado en la posición ON: el cohete se dispararía en el momento en que estuviera enganchado a las líneas de disparo.
- Esto es una falla de seguridad grave con consecuencias potencialmente letales, ya que el cohete se encendería cuando el personal de la plataforma estuviera en las inmediaciones.

Interruptor de armado

- Si el interruptor de la llave del brazo fallara en la posición ON, simplemente presionando el botón de disparo se dispararía un cohete, ya sea intencional o no. Esto es particularmente preocupante ya que la llave de lanzamiento, pensada como una medida de seguridad controlada por el personal de la plataforma, pierde completamente su significado.
- Suponiendo que se hayan seguido todos los procedimientos, el lanzamiento se realizaría sin problemas. De todas formas, se trata de una falla de seguridad, ya que solo se necesitaría una acción (presionar el botón de disparo) en la consola de control para lanzar el cohete. Una pulsación de este tipo de botón podría ocurrir fácilmente por accidente.
- Si el personal en la plataforma estaba cerca del cohete en ese momento, nuevamente estamos lidiando con un resultado potencialmente letal.

Cable CAT5

- Si el cable CAT5 estuviera dañado y hubiera un cortocircuito, el relé de disparo se cerraría y el cohete se dispararía en el momento en que se conectara a las líneas de disparo. Esto también es una falla de seguridad potencialmente letal.

Tenga en cuenta que estos tres fallos podrían provocar que el cohete se dispare mientras todavía hay personal en las inmediaciones del cohete. Un sistema de disparo bien diseñado no permite que los fallos de un solo componente tengan consecuencias tan drásticas. Afortunadamente, el sistema se puede reparar con relativa facilidad.

Considere el sistema revisado (Figura 2). Tiene cuatro características adicionales incorporadas: (1) una batería separada para alimentar el relé (en lugar de depender de la batería principal en la plataforma), (2) una tapa abatible sobre el botón de disparo, (3) una lámpara/zumbador en paralelo con los cables de disparo (para proporcionar una advertencia visual/auditiva en caso de que haya voltaje en las líneas de disparo) y (4) un interruptor para cortocircuitar los cables de disparo durante la conexión (el personal de la plataforma debe encender el interruptor de derivación cada vez que se acerque al cohete).

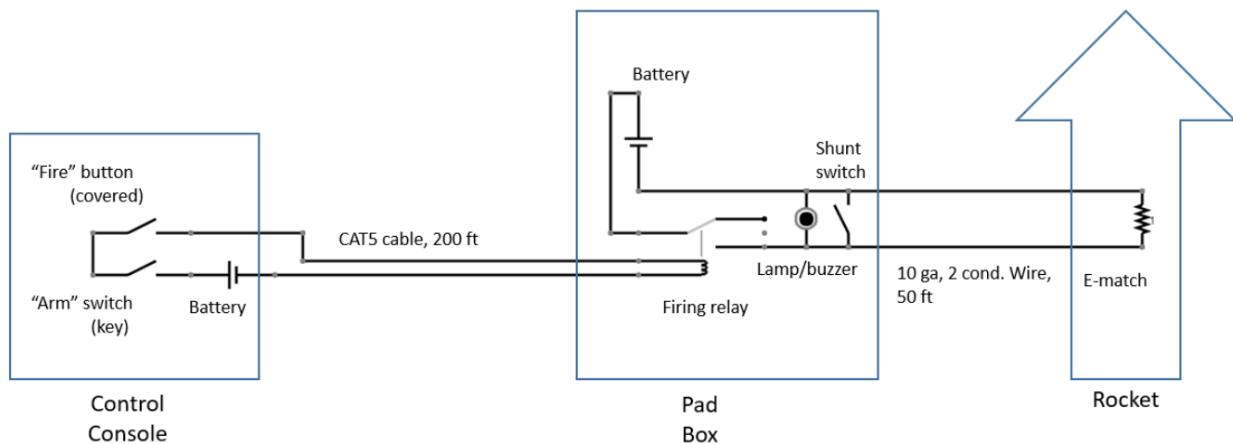


Figura 2: Un sistema mejorado de control de incendios de alta corriente.

En teoría, estas sencillas modificaciones al circuito de disparo anterior han solucionado todos los fallos puntuales identificados en el sistema. El sistema tiene ocho componentes, sin contar las líneas de disparo y el e-match (parte del cohete en sí). ¿Puede el fallo de alguno de estos componentes provocar un disparo involuntario? Esa es la pregunta. Examinemos las consecuencias del fallo de cada uno de estos componentes.

Botón de disparo

- Si el botón de disparo falla en la posición ON, todavía hay dos acciones deliberadas necesarias en la consola de control para disparar el cohete. (1) La llave debe insertarse en el interruptor de armado y (2) la llave debe girarse.

- El disparo será un poco sorpresivo, pero no resultará en una falla de seguridad ya que todo el personal debería haber sido autorizado en el momento en que la posesión de la llave se transfiera al oficial de disparo.

Interruptor de brazo

- Si el interruptor del brazo fallara en la posición ON, todavía se requieren dos acciones deliberadas en la consola de control para disparar el cohete. (1) Se debería quitar la cubierta sobre el botón de disparo y (2) se debería presionar el botón de disparo.
- Esta no es una situación ideal ya que el sistema parecería funcionar perfectamente aunque presente fallas y la llave en posesión del personal en la plataforma de lanzamiento no agrega nada a la seguridad del sistema general.
- Por este motivo, se debe utilizar el interruptor de derivación, ya que la corriente de encendido se descargaría a través del interruptor de derivación en lugar de a través de la mecha eléctrica hasta que el personal de la plataforma se haya alejado del cohete.
- De esta manera, el personal en la plataforma conserva cierto grado de control incluso en presencia de un interruptor de armado que funciona mal y un uso extremadamente negligente de la consola de control.

Baterías

- Si falla alguna de las baterías (consola de control o pad box), la corriente de disparo no puede llegar al e-match ya sea porque el relé de disparo no se cierra o porque no hay corriente de disparo disponible.
- Si no hay incendio, no hay violación de seguridad.

Cable CAT5

- Si el cable CAT5 se dañara y provocara un cortocircuito, el sistema simplemente no funcionaría, ya que la corriente destinada a atraer el relé de disparo simplemente pasaría por el cortocircuito. Si no hay incendio, no hay violación de seguridad.

Relé de disparo

- Si el relé de disparo falla en la posición ON, la luz/zumbador debe alertar al operador del pad sobre la falla incluso antes de que se acerque al pad para conectar el e-match.

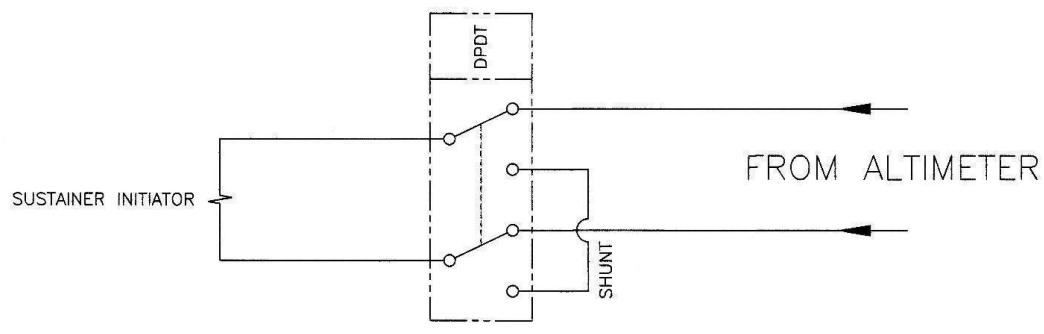
Interruptor de derivación, lámpara/zumbador

- Todos estos son dispositivos de seguridad complementarios.
- Están pensados como capas adicionales de seguridad para proteger y/o advertir de fallos de otros componentes del sistema.
- Su funcionamiento correcto (o incorrecto) no puede provocar un disparo accidental.

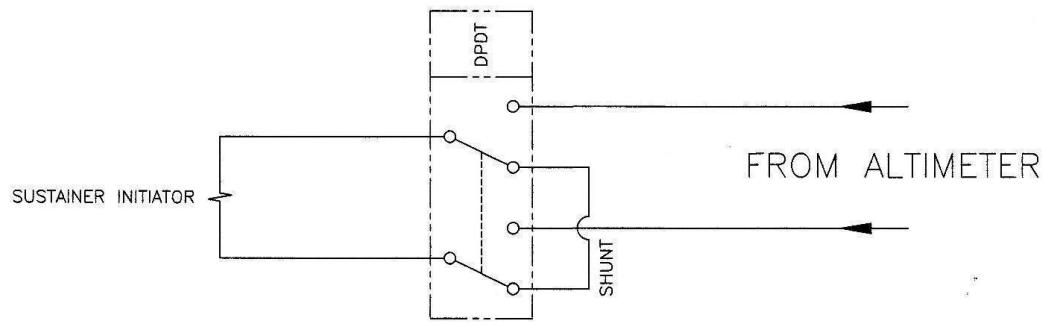
Observaciones finales

¿Es este un sistema de lanzamiento perfecto? No. Siempre hay margen de mejora. Se podrían añadir interruptores iluminados o características similares para proporcionar información sobre el estado de todos los componentes. Se podría incluir soporte para disparos en múltiples plataformas de lanzamiento. Podría ser necesario soporte para el abastecimiento de combustible de híbridos y/o líquidos. Un enlace de datos inalámbrico podría proporcionar comunicaciones cómodas y fáciles de configurar a mayores distancias. La lista de características deseadas dependerá en gran medida de la situación y es más probable que esté limitada por el dinero que por las buenas ideas.

El circuito debe diseñarse de tal manera que ningún fallo aislado del equipo pueda provocar el disparo involuntario de la mecha eléctrica y, por lo tanto, del motor del cohete. El hecho de que un circuito en particular sea aplicable o no a un escenario determinado es algo que no tiene nada que ver con el hecho de que, en caso de que se produzca un fallo aislado, el sistema de disparo siempre debe ser a prueba de fallos y nunca debe fallar de forma peligrosa. Por complicado que sea el sistema, debe analizarse en profundidad y el fallo de un solo componente nunca debe provocar el disparo de un cohete durante una condición de alcance insegura. Cabe señalar que este es el requisito mínimo indispensable; lo ideal es que un sistema de disparo pueda gestionar múltiples fallos de forma segura.

APÉNDICE D: DIAGRAMA DE CABLEADO DE ENCENDIDO DE ARRANQUE AÉREO

SUSTAINER INITIATOR ARMED



SUSTAINER INITIATOR SAFE

APÉNDICE E: ASOCIACIÓN ENTRE ESRA Y TRIPOLI ROCKET ASSOCIATION

Resumen

La Asociación de Cohetes de Sondeo Experimentales (ESRA, por sus siglas en inglés) y la Asociación de Cohetería de Trípoli (TRA, por sus siglas en inglés) están trabajando formalmente juntas para seguir mejorando la seguridad general de los vuelos y la eficiencia de las operaciones de vuelo en el IREC anual. Además, los equipos de estudiantes que vuelan en las categorías de productos comerciales listos para usar (COTS, por sus siglas en inglés) y de investigación y diseño estudiantiles SOLID (SRAD SOLID, por sus siglas en inglés), junto con los motores híbridos COTS y SRAD, comenzarán a volar bajo el Código de Seguridad Unificado de la TRA. A continuación se describen los detalles de cómo esto afecta a los equipos que compiten.

Fondo

TRA y ESRA comparten objetivos comunes para crear oportunidades de lanzamiento seguras y emocionantes para la próxima generación de ingenieros aeroespaciales a medida que progresan desde el ámbito de los pasatiempos hasta el de la industria. Nuestras organizaciones están muy alineadas: ESRA proporciona el marco educativo y la administración del evento de cohetería colegial internacional más grande del mundo; y TRA proporciona el marco de operaciones de vuelo y seguridad, una increíble experiencia de membresía y un programa de seguros asombroso. En pocas palabras, hemos reunido socios excepcionales para construir y operar de manera segura la mayor competencia de cohetería de la historia.

El IREC se ha basado en el Código de Seguridad Unificado de la TRA y en la experiencia y orientación de los miembros para crear un entorno de lanzamiento seguro para su evento desde 2017. Los equipos de Operaciones de Lanzamiento y Seguridad de Campo de IREC están compuestos por una cantidad significativa de expertos en cohetería de alta potencia de Nivel 3 (>30). Un número cada vez mayor de equipos que compiten utilizan las prefecturas de la TRA para recibir tutorías, realizar vuelos de certificación y vuelos de prueba de sus proyectos de competencia.

Beneficios:

- **Seguro de responsabilidad civil para equipos de estudiantes**-En años anteriores, los estudiantes estaban asegurados por su universidad o por un proveedor de seguros externo. Al convertirse en miembro estudiantil de TRA y seguir el Código de seguridad unificado de TRA, el estudiante está asegurado por el programa de seguros de TRA. El seguro de TRA cubre vuelos COTS y SRAD sólidos e híbridos. El seguro de TRA NO cubre equipos líquidos ni vuelos.
- Los equipos que vuelen con motores líquidos deberán proporcionar su propio seguro y presentar prueba del seguro a ESRA como se especifica en el párrafo 2.6.6.2 del documento de Reglas y Requisitos de IREC.
- Los equipos de estudiantes tendrán un mejor acceso a los mentores, certificaciones y sitios de lanzamiento de TRA.
 - TRA cuenta con una lista cada vez mayor de prefecturas estadounidenses e internacionales con sitios de lanzamiento activos. Se recomienda encarecidamente que los equipos de estudiantes se pongan en contacto con las prefecturas locales de TRA para recibir tutoría, vuelos de certificación y experiencia de lanzamiento adicional.

Requisitos de vuelo a Trípoli para todas las categorías de aviones sólidos e híbridos:

- Se requerirá un Flyer of Record certificado de nivel 3 de TRA para todas las categorías de sólidos e híbridos y debe estar presente para la preparación del lanzamiento, la carga en la plataforma y las actividades de recuperación. Hay tres opciones para satisfacer el requisito de un Flyer of Record certificado de nivel 3.
- Recomendado: cada equipo contará con un mentor senior certificado TRA Nivel 3 que trabajará en estrecha colaboración con el equipo y estará presente como Flyer of Record para la preparación del lanzamiento, la carga en la plataforma y las actividades de recuperación. SE RECOMIENDA ENFÁTICAMENTE que los equipos de estudiantes subsidien los gastos de viaje de su Flyer of Record o mentor, tanto de ida como de vuelta al evento.
- También se recomienda que el equipo cuente con un estudiante certificado TRA Nivel 3 en el lugar para la preparación del lanzamiento, la carga en la plataforma y las actividades de recuperación. El estudiante L3 será el piloto oficial y debe estar en el lugar con el equipo para todos los aspectos del lanzamiento.
- Los equipos internacionales deben comenzar su búsqueda de FoR de inmediato y utilizar plataformas de redes sociales, foros y otros medios comunitarios para obtener un folleto de registro. ESRA NO PROPORCIONARÁ FoR de nivel 3.
- Se requiere ser miembro de TRA para estar en el campo de tiro o para trabajar en sistemas relacionados con la seguridad en el cohete.
- Los motores o materiales energéticos sólo pueden ser poseídos o manipulados por miembros de TRA con la certificación adecuada en cohetería de alta potencia.
- Los equipos de estudiantes que vuelen en todas las categorías de aviones sólidos e híbridos deben cumplir con todos los requisitos de seguridad de lanzamiento de TRA para garantizar que el seguro de TRA cubra su vuelo.

Membresía de estudiantes de TRA

- La membresía para estudiantes de TRA cuesta \$20 por año por estudiante. Este es un requisito para CUALQUIER estudiante que vaya a estar en el sitio de lanzamiento.
- Un máximo de 5 miembros adicionales del equipo que sean estudiantes de TRA pueden estar en el equipo de carga de almohadillas o en el equipo de recuperación. Estos miembros del equipo de estudiantes no tienen que estar certificados en HPR, pero deben ser estudiantes de TRA. Se recomienda encarecidamente que todos los estudiantes obtengan la certificación en HPR.

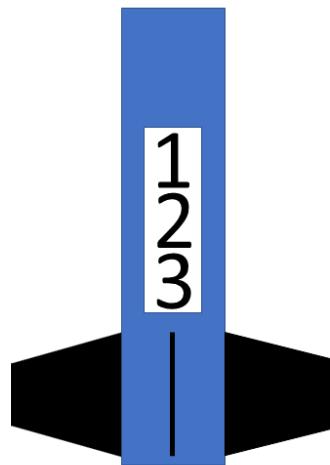
Preguntas:

- **¿Por qué estamos haciendo este cambio?**
 - Uno de los principales objetivos de ESRA es fomentar una competencia de ingeniería saludable mediante la realización del IREC.
 - Nuestro deseo también es encontrar formas de minimizar los costos para los equipos estudiantiles.
 - En pocas palabras, no ha habido una solución de seguro ampliamente disponible y rentable para los equipos de estudiantes.
 - Trabajar con TRA y adoptar formalmente los requisitos anteriores permite que los equipos estén cubiertos por la póliza de seguro de TRA para cohetes sólidos e híbridos.

- **¿Por qué los cohetes líquidos quedan excluidos de este cambio de política?**

- TRA aporta experiencia de primer nivel en el área de motores de cohetes sólidos e híbridos.
- Las políticas y reglas para estos motores están bien establecidas con un sistema sólido de mentores y niveles de certificación específicos.
- Los cohetes de combustible líquido son inherentemente más complejos y entrañan peligros y riesgos sustancialmente diferentes a los de los motores de combustible sólido. Por lo tanto, el seguro de la TRA no cubre estos cohetes y los equipos deben proporcionar a la ESRA una prueba de que cuentan con un seguro adecuado antes de la competencia.
- ESRA se compromete a seguir buscando medios viables para apoyar el establecimiento de una organización de este tipo que proporcione conocimientos similares para cohetes líquidos.

APÉNDICE F: EJEMPLO DE MARCAS DE FÓSFORO DE AVIONES DE PROTECCIÓN



IREC Team ID Number 123 on a 4 fin, 6-inch diameter rocket

APÉNDICE G: CONDICIONES CLIMÁTICAS ESTÁNDAR

Las siguientes condiciones climáticas son estándar en el sitio de lanzamiento:

Parámetros meteorológicos

Temperatura	Mín.: 17 °C (63 °F) Máx.: 35 °C (95 °F) típico	Puede alcanzar temperaturas de hasta 46° C (115° F)
Humedad	Promedio: 27%	Tan bajo como el 5%
Velocidad del viento	Promedio: 13 km/h (8 mph)	Ráfagas: 56+ km/h (35+ mph)
Precipitación	Promedio mensual: 1,25 mm (0,05 pulgadas)	Lluvias intensas ocasionales que afectan el acceso por carretera al área de lanzamiento.
Índice UV	Promedio Máx.: 7	
Polvo	En todos lados	
Fondo Ruido en Pad	76 dBA (típico)	Generador ESRA sin viento

Se puede acceder a las observaciones meteorológicas históricas de AWOS aquí: <https://www.dropbox.com/sh/swi7jrl14evqmap/AADW6GMVIv87KkOBY1-fIsoIa>

APÉNDICE H: REVISIONES DEL DOCUMENTO

REVISIÓN	DESCRIPCIÓN	FECHA
2024 v1.1.3	<p>Comunicado inicial para la competencia IREC 2025</p> <p>1. Se agregó una nota sobre el uso de una computadora de vuelo para la puntuación de la competencia y la recomendación de la ESRA de los altímetros de peso pluma Blue Raven para esta función en previsión de que esto se convierta en un requisito a partir de la competencia IREC de 2026.</p> <p>2. Se cambió el logotipo de la página de título por el logotipo de IREC.</p>	22/10/24
2024 v1.1.2	<p>3. Se actualizó la definición del IREC para que sea "Internacional" en lugar de "Intercolegial"</p> <p>4. Se eliminó la referencia a una ciudad u organización anfitriona específica en la Introducción.</p> <p>5. Fijar la fecha de lanzamiento al 21/02/24</p>	21/10/24
2024 v1.1.1	<p>6. Referencias generalizadas de eventos a IREC</p> <p>7. Se agregó una sección sobre encendedores.</p> <p>8. Se actualizó el cálculo de empuje a peso para exigir que el cálculo utilice el empuje promedio durante el primer segundo de operación.</p>	24/10/10
2024 v1.1.0	<p>1. Se incorporaron comentarios de Sims, Russell(s), ... del canal de Slack</p> <p>2. Se elimina la prohibición de WiFi y de interruptores magnéticos.</p>	
2024 v1.0.0	<p>1. Revisión completa del documento que incorpora los aportes de Overton, Jarvis y Herrera para la competencia de 2025</p>	3/10/2024
2023 v2.2.9	<p>1. Se agregó AIM XTRA a la tabla en la sección 4.1.3</p> <p>2. Referencia de sección fija en la sección 5.2.2</p> <p>3. Se aclaró el lenguaje del apartado 8.5</p> <p>4. Lenguaje corregido en la sección 10.3.1</p>	
2023 v2.2.8	<p>1. Reescritura completa, lanzamiento inicial para IREC 2024</p>	Octubre de 2023
2023 v1.4	<p>1. Se agregó la licencia Creative Commons v4</p> <p>2. Se reescribieron las secciones 6.1 y 6.8 para aclarar los requisitos de electrónica redundante, en particular para los descensores de licitación y sistemas similares.</p>	Abril de 2023
2023 V1.3	<p>1. Versión inicial para el IREC 2023.</p> <p>2. Se realizaron modificaciones a la versión 2022 en su totalidad para mejorar la claridad y la gramática.</p> <p>3. HAM cambió a "Radioaficionado" a lo largo de</p>	Diciembre de 2022

	<ol style="list-style-type: none">4. TRA añadido al proceso de revisión en 1.65. Se reescriben las secciones 3.1 y 3.2 para cumplir con el nuevo MOU TRA6. Se cambió el título de la versión 4.2 a "Múltiples rastreadores GPS"7. Se agregó BRB900 al gráfico en 4.38. Se cambió "transmitir repetición" a "transmitir repetición" en 4.7.3.9. Se agregó una recomendación para probar en vuelo los sistemas GPS SRAD en 4.7.510. Se agregó una referencia a los motores híbridos COTS en 5.4.11. Se agregó la nueva sección 5.6 que especifica los materiales permitidos para motores de azúcar.12. Se agregó la nueva sección 5.7 que especifica los materiales y componentes de carcasa permitidos para motores SRAD y se renumeraron los párrafos posteriores.13. Se agregó el requisito de encendedor doble en 5.9 y se renumeraron los párrafos subsiguientes.14. Se trasladaron los requisitos de empuje a peso para arranque aéreo de 5.10 a 5.14 y se renumeraron los párrafos subsiguientes.15. Se agregó una aclaración al requisito de ventilación remota híbrida en 5.1216. Se modificó el requisito en 5.17 al 70 % de la altitud planificada para los sistemas de bloqueo de inclinación. Los demás sistemas permanecen al 80 %.17. Se modificó la fecha límite en 5.19.2 al 1 de mayo para completar las pruebas de propulsión SRAD y se convirtió en una fecha límite estricta.18. Se agregó openMotor a 5.22.119. Se agregó el requisito en 5.22.2 para proporcionar un archivo CSV con datos de pruebas de propulsión SRAD.20. Se agregó un aviso en 6.1 que indica que no se pueden recuperar cohetes de la propiedad de WSMR.21. Se aclaró el lenguaje de los apartados 6.11 a 6.13 sobre cableado crítico para la seguridad para que coincida con el Apéndice B actualizado.22. Se agregó el nuevo punto 8.2.3 que especifica que la velocidad máxima es al menos un 50 % mayor que la velocidad de aleteo de las aletas.23. Se aclararon los puntos 8.3 y 8.4 para dejar en claro que los componentes de acero inoxidable se pueden utilizar para todas las partes del sistema de recuperación y solo está prohibido su uso como fuselajes o carcasas de motores.24. Se aclaró el punto 8.5 para especificar que la superposición de un calibre requerida se aplica solo a las juntas del fuselaje y se agregó el requisito de que los hombros del cono de la nariz y de la cola del barco sean de al menos calibres 0,5.25. Se agregaron especificaciones en 8.8.2 para los números de identificación del equipo en la estructura del avión.	
--	---	--

	<p>26. Se agregó una aclaración en 10.2.5, recordando a los equipos que deben tener en cuenta la ubicación del botón del riel al determinar la velocidad de salida del riel.</p> <p>27. Se agregó 11.3.2 que requiere que los equipos híbridos tengan un método para monitorear de forma remota el llenado de oxidante.</p> <p>28. Acrónimos actualizados en el Apéndice A.</p> <p>29. Se actualizó la definición de "daño excesivo" en el Apéndice A para incluir la consideración de componentes de la estructura del avión fácilmente reemplazables.</p> <p>30. Se actualizó el Apéndice B para mayor claridad.</p> <p>31. Apéndice E reescrito para que coincida con la redacción de 3.1 y 3.2</p> <p>32. Se agregó el nuevo Apéndice F con ejemplos de marcas de refuerzo.</p> <p>33. Cambios de formato en todo el documento para mantener la coherencia.</p>	
Base	Borrador de la versión 1.0	septiembre 2022