

Proyecto Fin de Grado

Ingeniería Aeroespacial

Primer diseño del sistema de recuperación para un RPAS

Autor: José Manuel Sánchez Escalera

Tutor: Eduardo Sanz de Lucas

Dpto. Teoría de la Señal y Comunicaciones
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019



Proyecto Fin de Grado
Ingeniería Aeroespacial

Primer diseño del sistema de recuperación para un RPAS

Autor:

José Manuel Sánchez Escalera

Tutor:

Eduardo Sanz de Lucas

Profesor titular

Dpto. de Teoría de la Señal y Comunicaciones

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019

Proyecto Fin de Carrera: Primer diseño del sistema de recuperación para un RPAS

Autor: José Manuel Sánchez Escalera

Tutor: Eduardo Sanz de Lucas

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2019

El Secretario del Tribunal

*A mi familia y amigos,
por su apoyo incondicional.
A mis maestros y profesores,
por su dedicación absoluta.*

Agradecimientos

A mi familia, por creer en mí incondicionalmente.

A mis amigos y mi pareja, sois el pilar donde doy cada paso.

A David, por llegar y quedarte, por tu apoyo inquebrantable.

*A todo aquel que ha contribuido en mi formación y ha posibilitado que hoy sea quien soy,
en especial a mi Tutor, por permitirme hacer este trabajo y la libertad y confianza depositada en mi.*

En las últimas décadas el mercado y desarrollo de los vehículos aéreos pilotados de forma remota ha sido el centro de un crecimiento potencial acorde a la tecnología que lo compone. Numerosas empresas aparecen y se especializan en este amplio campo de la ingeniería aeroespacial, informática, electrónica, etc. siendo esta una fuente de riqueza y nuevas oportunidades para todo aquel que quiera profundizar en el. Cada día se desarrollan mejoras aerodinámicas, en el rendimiento de motores y sistemas de propulsión, mayores capacidades de cargas de pago y alcances, que posibilitan un sin fin de operaciones especializadas a cada una de las aeronaves diseñadas. Sin embargo, este movimiento no aparece acompañado de la creación de empresas especializadas en los sistemas de recuperación que, en su gran medida, son necesarios o pueden ser fundamentales para aquellas aeronaves que agoten misiones de larga duración o se enfrenten a emergencias puntuales, posibilitando la recuperación de todos los sistemas embarcados, así como la información interna y la inversión destinada en dicho vehículo.

Es en el seno de esta necesidad donde surge este proyecto, un estudio preliminar de las variables fundamentales a tener en cuenta para la generalización y diseño de los sistemas de recuperación que acompañen a los RPAS, definiendo un procedimiento estandarizado y basado en las variables características de cada aeronave.

Atendiendo a las necesidades de una empresa cliente que ha definido previamente la aeronave que requiere un diseño de su propio sistema de recuperación, tras estudiar su viabilidad, en este documento se ejemplifica el proceso de diseño de dicho sistema, así como su integración con la aeronave.

Índice

Agradecimientos	viii
Resumen	ix
Índice	x
Índice de Tablas	xii
Índice de Figuras	xiii
Notación	xv
1 Aspectos Generales	
1.1. <i>Los RPAS, un mercado en crecimiento</i>	1
1.2. <i>Paracaídas</i>	2
1.2.1 Aerodinámica del paracaídas	3
1.2.2 Clasificación de los paracaídas	4
1.3. <i>Objetivo y justificación</i>	6
2 Estudios previos	
2.1. <i>Definición de variables de influencia e hipótesis</i>	9
2.1.1 Variables de influencia	9
2.1.2 Hipótesis adoptadas	10
2.2. <i>Sistema de recuperación por paracaídas</i>	10
2.2.1 Sistema y proceso de despliegue	10
2.2.2 Campana del paracaídas principal	11
2.2.3 Método de Reefing	12
2.2.4 Peso y volumen del sistema de recuperación	13
2.3. <i>Sistema de atenuación de impacto en el aterrizaje</i>	15
3 Uso de Estilos	
3.1. <i>Diagrama de flujo</i>	17
3.2. <i>Proceso de diseño</i>	18
3.2.1 Definición de los requisitos	11
3.2.2 Cálculos preliminares	19
3.2.3 Selección del tipo de campana	21
3.2.4 Sistema de extracción	22
3.2.5 Análisis de fuerzas	23
3.2.6 Sistema de atenuación de impacto	25
3.2.7 Estimación del peso y almacenamiento	27
4 Caso práctico: proceso de diseño	
4.1. <i>Encargo y condiciones</i>	29
4.1.1. Especificaciones del RPAS	29
4.1.2. Requisitos de diseño	30
4.2. <i>Sistema de recuperación principal</i>	31
4.2.1. Selección del tipo de paracaídas	31
4.2.2. Geometría del paracaídas principal	33
4.2.3. Sistema de extracción	38

4.2.4.	Sistema de reefing	39
4.2.5.	Análisis de fuerzas	40
4.3.	<i>Sistema de atenuación de impacto</i>	41
4.4.	<i>Integración con la aeronave</i>	43
4.4.1.	Materiales y fabricación	43
4.4.2.	Almacenamiento y conexión con la aeronave	44
5	Conclusiones	
5.1.	<i>Ensayos</i>	49
5.1.1	Pruebas en túnel de viento	49
5.1.2	Pruebas sobre el sistema completo	52
5.2.	<i>Estudio de variabilidad de los factores de diseño</i>	52
5.3.	<i>Valoración de los resultados</i>	55
6	Anexos	58
	Referencias	66

Índice de Tablas

Tabla 3–1 Valores de la constante x para las diferentes unidades	20
Tabla 3–3 Relación entre áreas de resistencia para rangos de velocidades	22
Tabla 4–1 Características del RPAS	29
Tabla 4–2 Rangos de deceleración de impacto aceptables	30
Tabla 4–3 Tabla resumen de los requisitos de diseño	31
Tabla 4–4 Influencia de las líneas de suspensión en el coeficiente de resistencia	37
Tabla 6–1 Propiedades de la atmósfera con la altura	58
Tabla 6–2 Paracaídas sólidos y textiles	59
Tabla 6–3 Paracaídas de tipo slotted	60
Tabla 6–4 Paracaídas rotatorios	60
Tabla 6–5 Paracaídas dirigibles (gliding parachutes)	61
Tabla 6–6 Paracaídas de tipo balón	61

Índice de Figuras

Figura 1-1. Clasificación de los RPAS	2
Figura 1-2. Generación de fuerzas aerodinámicas	3
Figura 1-3. Reacción frente a un ángulo de incidencia	3
Figura 1-4. Componentes del sistema de paracaídas	4
Figura 1-5. Fuerzas sobre paracaídas balístico y glide	5
Figura 1-6. Ejemplos de clusters y métodos de extracción	6
Figura 2-1. Despliegue mediante paracaídas de extracción del paracaídas principal	11
Figura 2-2. Método de skirt reefing	12
Figura 2-3. Método de skirt reefing con línea de control	13
Figura 2-4. Peso del sistema de recuperación como porcentaje del total de la aeronave	14
Figura 2-5. Ejemplo de sistema de atenuación de impacto por deformación	15
Figura 2-6. Ejemplos de sistemas de atenuación de impacto mediante airbags	16
Figura 3-1. Diagrama de flujo del proceso de diseño	18
Figura 3-2. Área equivalente S_{FB}	23
Figura 3-3. Perfil velocidad-tiempo en el proceso de inflado	24
Figura 3-4. Relación entre X_1 y $\frac{W}{c_d S}$	24
Figura 3-5. Distancias de frenado como función de la velocidad de descenso para diferentes sistemas	26
Figura 3-6. Relación entre la densidad de empaquetamiento y la presión	27
Figura 4-1. Recreación en CAD del RPAS de estudio	30
Figura 4-2. Listado de paracaídas de descenso y sus características	32
Figura 4-3. Geometría básica de un paracaídas de sección en cruz	34
Figura 4-4. Resultados de la influencia de la geometría y porosidad	35
Figura 4-5. Variación de C_d con la porosidad y el ángulo de ataque	36
Figura 4-6. Modelado en CAD del paracaídas principal	36
Figura 4-7. Variación de C_d con la velocidad y las líneas de suspensión	38
Figura 4-8. Relación entre el porcentaje y la longitud de las líneas de reefed	40
Figura 4-9. Sistema de airbags diseñado en CAD	42
Figura 4-10. Distribución del almacenamiento del sistema de paracaídas	44
Figura 4-11. Método de almacenamiento del cordaje	45
Figura 4-12. Bolsa de despliegue "Banana-Peel Bag"	45
Figura 4-13. Bolsa de almacenamiento y posición en la aeronave	46
Figura 4-14. Modelado en CAD de los puntos de unión del sistema con el fuselaje	47

Figura 5-1. Ejemplos de túneles de viento abierto (a) y cerrado (b)	50
Figura 5-2. Variación de la geometría del paracaídas con la velocidad de descenso	53
Figura 5-3. Variación de la geometría (a) y la velocidad de descenso (b) con la altitud de recuperación	54
Figura 5-4. Variación de la geometría (a) y la velocidad de descenso (b) con el peso de la aeronave	55
Figura 5-5. C_{EF} para diferentes tipos de paracaídas	56

Notación

S	Superficie
Cd	Coficiente de resistencia aerodinámica
a	Aceleración
b	Envergadura
Cdo	Coficiente de resistencia en relación al área de la superficie de la campana
Cdp	Coficiente de resistencia en relación al área de la campana inflada
SCd	Área resistente
ρ	Densidad del aire
Vd	Velocidad de descenso
D	Resistencia aerodinámica
W	Peso total del vehículo
Wp	Peso del paracaídas
X ₁	Factor de reducción de las fuerzas de apertura
C _x	Coficiente de fuerzas de apertura para una masa infinita
R	Factor de fiabilidad
q	Presión dinámica

(Página en blanco)

1 ASPECTOS GENERALES

Las necesidades de mercado que presenta el reciente y continuado desarrollo de los vehículos aéreos no tripulados o tripulados de forma remota suponen una oportunidad para la realización de este documento, en el que se describe el proceso de diseño preliminar del sistema de recuperación de una aeronave de forma generalizada, las variables de importancia a estudiar y los pasos a seguir para poder alcanzar un primer diseño estandarizado.

1.1 Los RPAS, un mercado en crecimiento

Se entiende por vehículo aéreo remotamente pilotado, RPAS, a toda aeronave que no dispone de tripulación a bordo, siendo controlada de forma remota desde tierra o desde cualquier tipo de base logística. Este tipo de aeronaves surgen de la necesidad sustituir las aeronaves convencionales pilotadas por humanos, por aquellas en las que la seguridad no suponga un factor diferencial a la hora de realizar maniobras o misiones de alto peligro.

Los RPAS no solo están compuestos por la aeronave, sino que se conforman de tres elementos fundamentalmente: segmento aéreo, segmento de superficie y enlaces de datos. El segmento aéreo conforma la propia aeronave, cuya configuración puede variar dependiendo de su funcionalidad o misión, y la carga de pago que pueda ser embarcada en ella. El segmento de superficie está formado por los elementos de control y los elementos de apoyo, que permiten controlar de forma remota la aeronave, desempeñar las funciones y utilidades que caractericen a los sistemas embarcados y todos los sistemas necesarios tanto para despegue como para apoyo a la misión. Por último los enlaces de datos son los medios que permiten mantener el contacto entre la aeronave y los elementos de control y explotación, estos enlaces deben mantenerse en todo momento para permitir el control del sistema, ya sea de línea directa visual o más allá de este.

Bajo el nombre de RPAS se integran una gran cantidad de vehículos de diferentes categorías y características de difícil clasificación. Aunque existen diferentes clasificaciones dependiendo de sus características de aeronavegabilidad, la clasificación más utilizada se da según su peso en despegue (MTOW) y altitud normal de operación, la clasificación ha sido obtenida de la Referencia [2] y va a servir como base en el presente documento.

Una de las múltiples diferencias que pueden encontrarse entre cada uno de los vehículos que conforman la extensa clasificación del conjunto de RPAS es su sistema de aterrizaje o descenso. No todas las aeronaves disponen de un sistema convencional de aterrizaje en cualquiera de sus diferentes configuraciones, triciclo, ruedín de cola, etc., y aunque lo posean esto no supone que tengan la capacidad de realizar un aterrizaje seguro en cualquier misión a la que estén destinados. Para garantizar la seguridad e integridad de los sistemas embarcados surgen los sistemas de recuperación.

Ya sea por su uso generalizado, su fiabilidad o su facilidad de fabricación o bajo coste, los sistemas de recuperación y descenso controlado más utilizados son los paracaídas. Los sistemas de recuperación por paracaídas utilizan la fuerza de rozamiento aerodinámica para disminuir la velocidad del equipo y permitir un

descenso y aterrizaje seguro, disminuir los efectos de la caída sobre los sistemas y equipos a bordo o permitir que el impacto se realice a una velocidad y ángulo requerido. Desde su aparición como medio de descenso seguro para las tropas militares durante las guerras del s.XX el paracaídas ha evolucionado su diseño y función, diversificando su uso hacia diferentes operaciones: descenso de carga, frenado de aeronaves, lanzamiento de armamento y misiles, uso de actividades recreativas, entre muchas otras.

Clase	Categoría	Empleo habitual	Altura de operación normal	Radio de Misión
CLASE I (< 150 Kg)	MICRO < 66 Julios	Subunidad táctica (lanzamiento manual), operadores individuales.	Hasta 200 ft AGL	Hasta 5 Km (LOS)
	MINI <15 Kg	Subunidad táctica (lanzamiento manual), operadores individuales.	Hasta 3.000 ft AGL	Hasta 25 Km (LOS)
	SMALL > 15 Kg< 150 Kg	Unidad Táctica (utiliza sistema de lanzamiento)	Hasta 5.000 ft AGL	50 Km (LOS)
CLASE II (150 Kg- 600 Kg)	TÁCTICO	Formación Táctica	Hasta 10.000 ft AGL	200 Km (LOS)
CLASE III (>600 Kg)	MALE (<i>Medium Altitude Long Endurance</i>)	Operacional / de Teatro	Hasta 45.000 ft MSL	Sin límite (BLOS)
	HALE (<i>High Altitude Long Endurance</i>)	Estratégico	Hasta 65.000 ft	Sin límite (BLOS)
	ATAQUE/COMBATE	Estratégico/Operacional	Hasta 65.000 ft	Sin límite (BLOS)

Figura 1-1. Clasificación de los RPAS. Referencia [2]

Los sistemas de recuperación por paracaídas suelen aparecer acompañados de otros sistemas que completen el descenso controlado y disminuyan el impacto, reduciendo la velocidad del cuerpo desde la tasa o velocidad de descenso hasta la menor posible en el momento del aterrizaje. Estos sistemas de atenuación de impacto pueden ser muy diferentes materiales de atenuación de impacto por rotura, sistemas de airbags o cohetes de propulsión.

Por tanto un sistemas de recuperación fiable puede suponer un cambio fundamental en el desarrollo de la operación de cualquier aeronave, siendo la fiabilidad y seguridad el objetivo de este tipo de sistemas.

1.2 Paracaídas

La primera aparición documentada del uso de paracaídas data de los siglos XIV y XV, donde los primeros prototipos de sistemas de paracaídas se desarrollaron para el descenso de animales, e incluso humanos, durante los festivales y fiestas de los territorios de China y Siam. Aunque no fue hasta el siglo XVIII cuando comenzó el desarrollo en Europa y EEUU de los mismos. Los avances tecnológicos e intelectuales a lo largo de los siglos tuvieron su recompensa durante la Primera Guerra Mundial, la primera gran ocasión en la que los paracaídas se utilizaron para salvar las vidas de los pilotos y tripulación de las aeronaves militares. Durante el pasado y presente siglo, el desarrollo de los paracaídas ha sido exponencial y fundamental tanto para salvar vidas durante las operaciones militares, como para la recreación de los aficionados civiles que, hoy día, pueden disponer a su gusto del equipamiento necesario para poder disfrutar de este deporte.

El uso de los paracaídas no se limita al descenso seguro de personas, entre las aplicaciones principales de los paracaídas cabe destacar la desaceleración de vehículos aéreos y terrestres, lanzamiento de artillería, bombas o explosivos o aterrizaje y lanzamiento de carga desde aeronaves. Para la correcta realización de cada una de estas misiones son necesarios requisitos diferentes y característicos de cada uno de los tipos de paracaídas, en este documento se reflejarán las características más importantes de los paracaídas con mayor repercusión en la temática de estudio, el frenado y descenso controlado de aeronaves.

1.2.1 Aerodinámica del paracaídas

El estudio del descenso realizado por un paracaídas no es más que el estudio de un cuerpo, que aproximamos como un sólido, que se mueve a través de un flujo de corriente incidente, creando un campo de presiones característico a su alrededor, con la finalidad de que este campo de presiones genere una fuerza paralela al movimiento y en dirección contraria, a la que se llama resistencia o drag, en inglés. Esta fuerza llamada resistencia, que se opone al movimiento, es la que permite la desaceleración de los cuerpos hasta la velocidad deseada, este proceso se ejemplifica en la Figura 1-2 de la Ref[1].

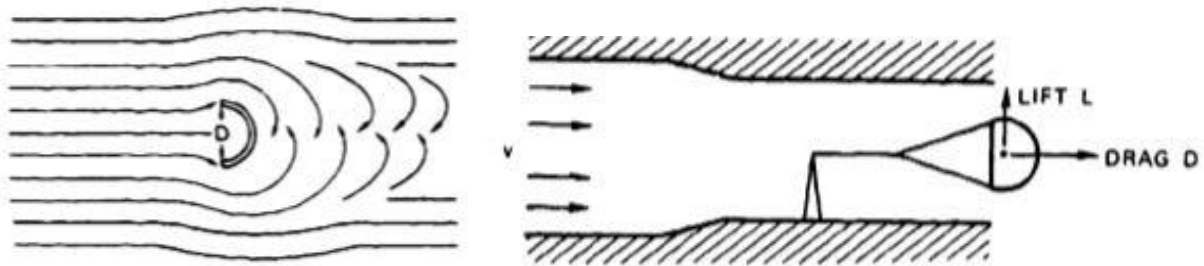


Figura 1-2. Generación de fuerzas aerodinámicas. Referencia [1]

La resistencia generada puede conocerse mediante la ecuación 1-1:

$$D = q \cdot S \cdot C_d \quad (1-1)$$

Donde D se refiere a la resistencia (drag), q a la presión dinámica, S a la superficie característica del cuerpo de estudio y C_d al coeficiente de resistencia adimensional característico de cada paracaídas o cuerpo en general.

Sin embargo la resistencia no es la única fuerza que aparece como causa de la modificación del campo de presiones que rodea al cuerpo. En la dirección perpendicular a la corriente aparece una fuerza que se denomina sustentación (lift en inglés), esta fuerza cobra importancia en los casos de cuerpos asimétricos, o aquellos que se enfrentan a casos de flujo de corriente que presentan un cierto ángulo de incidencia [Figura 1-3]. Esta fuerza es la que hace posible la elevación de las aeronaves mediante el uso de perfiles aerodinámicos asimétricos o simétricos, variando su ángulo de incidencia. No obstante, para casos de cuerpos con simetría y corriente con ángulo de incidencia nulo, el estudio de esta fuerza pasa a un segundo plano.

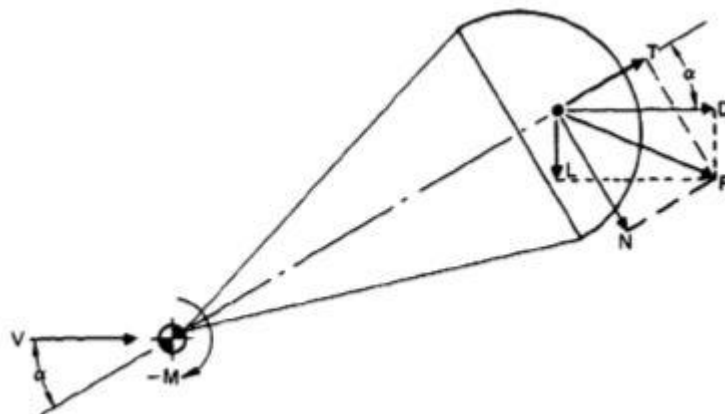


Figura 1-3. Reacción frente a un ángulo de incidencia. Referencia [1]

La fuerza de resistencia se compone de dos fuentes de resistencia principales: la resistencia parásita, D_p , y la resistencia inducida, D_I .

$$D = D_p + D_l \quad (1-2)$$

$$Cd = Cd_p + Cd_l \quad (1-3)$$

La resistencia parásita aparece como efecto de la perturbación de la corriente, la aparición de zonas de recirculación y de los campos de bajas presiones asociados a dichas zonas, es generada por todos los componentes que conforman el paracaídas. Además, las superficies también aportan resistencia mediante la fricción con la corriente incidente. El estudio del coeficiente de resistencia parásita se realiza mediante pruebas en túneles de viento o de forma estimada analíticamente, permitiendo conocer su valor para cada caso específico.

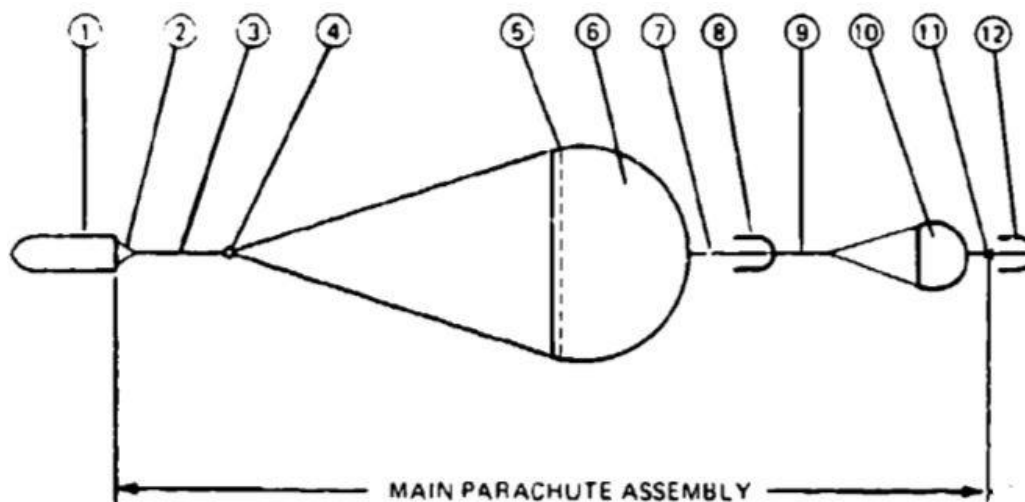
La resistencia inducida aparece como efecto directo de la generación de sustentación y puede calcularse su valor mediante la ecuación 1-4:

$$Cd_l = \frac{C_L^2 \cdot S}{\pi \cdot b^2} \quad (1-3)$$

Donde C_L es el coeficiente de sustentación característico del cuerpo, S es la superficie y b es la envergadura o tamaño del paracaídas o ala de estudio.

1.2.2 Definición y clasificación de los paracaídas

La desaceleración y recuperación de vehículos a altas velocidades y la generación de la resistencia necesaria para ello requiere el diseño de sistemas complejos y con diferentes componentes, el conjunto que se denomina como paracaídas no está formado solo por el toldo característico, llamado campana, sino por un conjunto de anclajes, cordajes y accesorios. Las partes que componen la mayoría de los paracaídas se muestran en la Figura 1-4:



- | | |
|-------------------------|---|
| 1. Vehículo | 7. Cordaje de extracción principal |
| 2. Elevador en V | 8. Bolsa de extracción principal |
| 3. Elevador principal | 9. Líneas de suspensión del parac. extracción |
| 4. Líneas de suspensión | 10. Campana de extracción |
| 5. Sistema de Reefing | 11. Cordaje de la bolsa de extracción |
| 6. Campana principal | 12. Bolsa de extracción. |

Figura 1-4. Componentes del sistema de paracaídas. Referencia [1]

El correcto funcionamiento del sistema de paracaídas depende del diseño adecuado de cada uno de los componentes que lo conforman, sin embargo, la parte encargada de generar el mayor porcentaje de resistencia, en casi su totalidad, es la campana. La campana será el elemento característico del paracaídas, mientras que el resto de componentes se diseñan para asegurar el correcto funcionamiento de la misma, por tanto la selección y definición de entre todas las diferentes familias de campanas existentes va a marcar el comportamiento del sistema de paracaídas.

La clasificación de los sistemas de paracaídas puede realizarse en base a diferentes aspectos: según su maniobrabilidad, el número de campanas que lo conforman y las características de la campana.

- Según su maniobrabilidad:

Entendiendo maniobrabilidad como la capacidad de cambiar la dirección o la actitud de vuelo del paracaídas, encontramos dos grupos principales de los mismos, los paracaídas balísticos y los paracaídas glide. Los paracaídas balísticos presentan en su mayoría simetría de revolución, lo que los hace especialmente estables y que la fuerza lateral de sustentación, si aparece, tienda a disminuir su valor con el paso del tiempo y mediante la reducción del ángulo de oscilación. Este hecho hace imposible la direccionabilidad del mismo, de forma que su funcionalidad se basa en conseguir un descenso controlado y lo más estable posible.

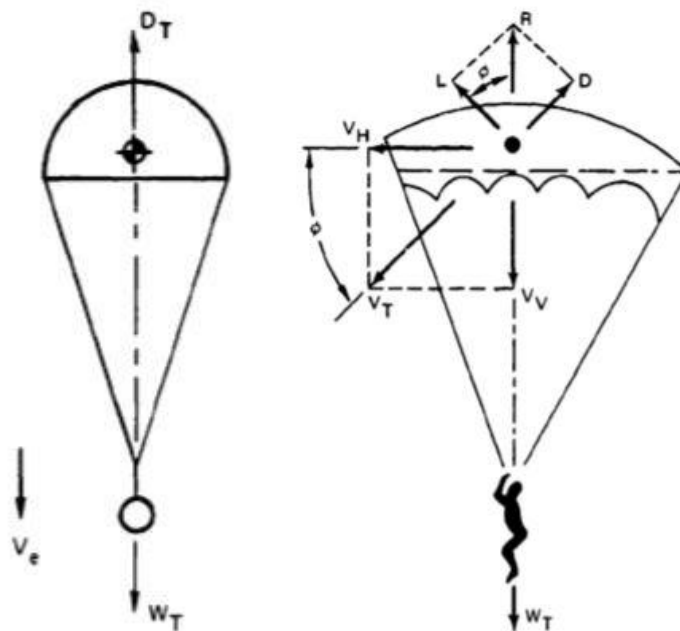


Figura 1-5. Fuerzas sobre paracaídas balístico y glide. Referencia [1]

Los paracaídas de tipo glide se caracterizan por su geometría asimétrica, lo que les permite crear una fuerza de sustentación variable con el ángulo de incidencia de la corriente y la actitud de la campana del paracaídas. Este hecho permite cambiar la dirección durante el vuelo mediante el uso de cordajes y a voluntad del paracaidista, lo que los hace especialmente interesantes para la realización de prácticas deportivas, descensos militares, en general, uso destinado al descenso de personas.

- Según el número de campanas que lo conforman:

Dependiendo de los requisitos de carga, peso, velocidades de descenso o tiempo de inflado, el número de paracaídas que compongan el sistema puede variar desde una campana, hasta un conjunto diseñado para funcionar al unísono, este grupo de varios paracaídas se denomina cluster. Existen diseños en los que un único paracaídas no es suficiente o eficiente, así, para diseños en los que la carga a recuperar es muy pesada o la desaceleración demasiado brusca, suelen utilizarse diseños que agrupan varios paracaídas, evitando el crecimiento excesivo de la geometría del paracaídas para poder cumplir los requisitos.

Los clusters de paracaídas son grupos de paracaídas que funcionando conjuntamente hacen posible disminuir

el tamaño de los paracaídas que lo forman, permitiendo su fácil almacenamiento e incluso una disminución de peso. Sin embargo estos diseños suelen presentar una disminución de la eficiencia de los paracaídas respecto a su funcionamiento de forma individual, esto se debe a que la modificación que cada uno realiza sobre la corriente incidente influye al comportamiento aerodinámico del resto. Por tanto, el correcto diseño de la posición de los componentes del grupo es fundamental.

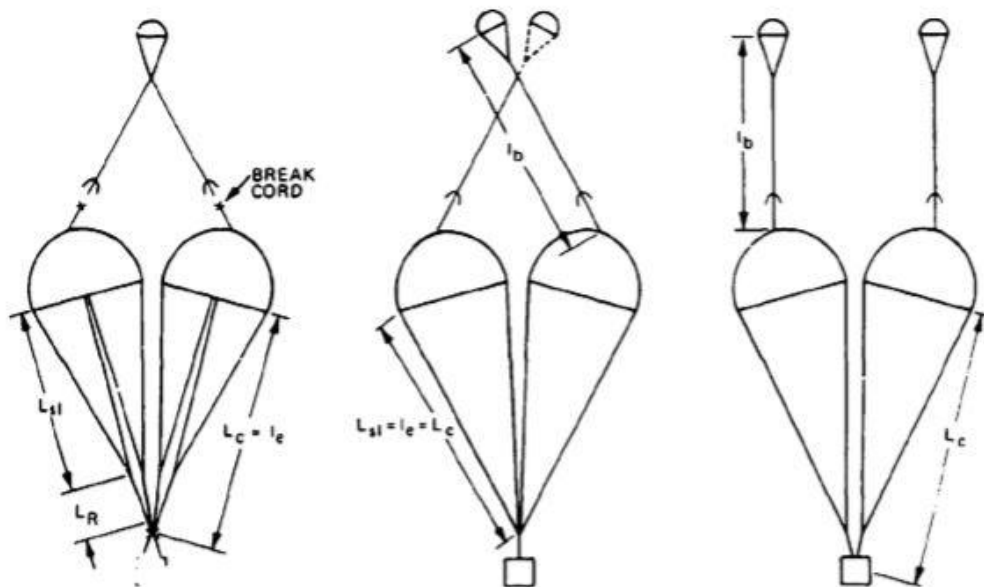


Figura 1-6. Ejemplos de clusters y métodos de extracción. Referencia [1]

- Según las características de la campana:

La clasificación de los paracaídas según su campana se basa principalmente en su geometría. Existen multitud de tipologías diferentes de geometría de campana, desde los primeros modelos circulares y de material sólido, hasta paracaídas de sección en cruz. La geometría de las campanas hace variar sus características aerodinámicas y su comportamiento, haciendo unos tipos más favorables que otros en función de los requisitos que presente el diseño. Todos los diferentes tipos de campanas aparecen clasificados en el capítulo 6 dedicados a los anexos.

1.3 Objetivo y justificación

La irrupción en el mercado de las compañías y empresas dedicadas a la fabricación de todo tipo de RPAS, desde pequeños drones dedicados al ámbito lúdico hasta aquellos de uso militar, supone una oportunidad de mercado para todo aquel que se especialice en ello. Tal y como presenta el periodista Ramón Muñoz en el periódico El Mundo: "El número de RPAS en España aumentará desde los 4200 existentes en la actualidad, hasta 51400 en 2035, suponiendo un impacto económico de 1220 millones de euros".

La evolución que presenta este mercado, y la que puede llegar a tener en un futuro, no aparece acompañada de un desarrollo industrial de los sistemas de recuperación que incorporan o pueden incorporar cada uno de estos proyectos, ya que dependiendo de la funcionalidad y la operación a la que se destinen puede ser fundamentales para su integridad. Este hecho se hizo patente en el uso de RPAS durante las operaciones llevadas a cabo por el Ejército de España en el conflicto en Afganistán, donde las condiciones terrestres y las características del terreno imposibilitan en la mayoría de los casos un aterrizaje seguro sobre una pista asfaltada. Posibilitando, además, un aterrizaje de emergencia en caso de impacto con los proyectiles enemigos.

Es en el seno de este vacío empresarial donde surge este proyecto, con el fin de marcar las pautas necesarias para poder llevar a cabo un sistema de diseño y fabricación de diferentes sistemas de recuperación mediante paracaídas, airbags, cohetes propulsores... Una ventana en el mercado que aplicando una metodología correcta, puede ser utilizada para adecuar cada sistema a las características tan diferentes de los vehículos que

componen las diversas categorías de RPAS, aprovechando la inversión económica que va a suponer en todo el mundo la irrupción y evolución de todos estos sistemas, así como la extensa bibliografía y estudios que ya se han realizado sobre los sistemas de paracaídas.

El estudio descrito en el presente documento tiene la finalidad de servir como base y guía del proceso de un diseño preliminar de los sistemas de recuperación que tengan que incorporarse a distintos RPAS. Un conjunto de técnicas, consejos y ecuaciones que permitan obtener un primer diseño de un sistema de descenso mediante paracaídas y su sistema de atenuación de impacto o aterrizaje de forma sistemática y generalizada.

Además se ejemplificará este método general de diseño mediante su particularización para un caso real de un RPAS y el diseño de un sistema que permita descender la aeronave de forma estable mediante un sistema de paracaídas, permitiendo un aterrizaje controlado y una desconexión del sistema una vez tome tierra. Para la obtención de dicho sistema se procederá a diseñar cada uno de sus componentes, tamaño y material, indagando en el conjunto de pruebas y test necesarios para su homologación y normalización, garantizando su fiabilidad mediante la cumplimentación de la normativa vigente aplicable.

2 ESTUDIOS PREVIOS

Para poder abarcar el diseño de un sistema completo de recuperación es necesario un estudio de sus componentes, características y ecuaciones que los definen. El estado del arte, la tecnología vigente y las diferentes configuraciones y posibilidades que presenta el mercado van a definir y condicionar el diseño por completo.

Este capítulo está formado por el conjunto de apartados cuyo conocimiento previo es necesario para poder comprender y realizar de forma correcta el proceso de diseño que se expondrá en el próximo capítulo. Las variables más influyentes y los sistemas que incorporan los sistemas de recuperación, así como las hipótesis adoptadas durante el proceso de diseño, serán introducidos en las siguientes páginas.

2.1. Definición de variables e hipótesis

2.1.1 Variables de influencia

Existen parámetros y características propias de la aeronave que condicionan y definen el proceso de desarrollo del sistema de recuperación. Las características aerodinámicas, velocidad, geometría, pesos, etc. y la relación entre ellas permite definir unívocamente el sistema adecuado a cada caso de estudio. A continuación se presenta un listado con las variables de mayor importancia.

- Coeficiente de resistencia aerodinámica relativo a la superficie de la campana. Es una medida de la efectividad de la generación de resistencia, a mayor coeficiente de resistencia, menor necesidad de superficie y volumen para generar la misma resistencia. Es un valor empírico que suele oscilar en un rango de valores 0.5-1.2.
- Estudio de las velocidades. Existen diferentes valores de velocidades muy importantes para el diseño, por un lado, aparece la velocidad de recuperación o despliegue V , entendiéndose como velocidad de despliegue la velocidad a la que se desplaza la aeronave respecto a la corriente incidente en el momento en el que se inicia el proceso de recuperación, para un sistema por paracaídas, el despliegue del mismo. Por otro lado, es necesario el estudio de la velocidad de descenso, V_d . La velocidad de descenso es la velocidad a la que se mueve la aeronave una vez el sistema de recuperación ha terminado la fase de despliegue y se encuentra en un movimiento dinámicamente estático y estable.
- Peso de la aeronave y del sistema de recuperación. El peso de la aeronave define la necesidad de generación de resistencia, con el objetivo de alcanzar el movimiento de descenso controlado y la velocidad de descenso deseada. Dentro del procedimiento de diseño que se abarca en este documento, el peso y su estudio o rango de valores dentro de la misión a la que se vaya a destinar el vehículo que se pretenda equipar es fundamental. A lo largo del documento se va a trabajar con el peso total de la aeronave W_T , el peso del sistema principal de recuperación W_P y el peso o rango de pesos de la aeronave de forma aislada W_L .
- La geometría de la campana, que se desarrolla con precisión en el apartado 2.2.2.
- Presión dinámica, q . Se entiende como presión dinámica a la relación existente entre la velocidad y la densidad del fluido en el que está inmerso el cuerpo de estudio, esta relación es:

$$q = \frac{\rho}{2} V^2 \quad (2-1)$$

- Los coeficientes que permiten estudiar las fuerzas que afectan al sistema. El factor de reducción de las fuerzas de apertura X_1 , que permite cuantificar de manera adimensional el efecto que tienen sobre la aeronave las fuerzas generadas durante la apertura del paracaídas. El coeficiente de fuerzas de apertura para la condición de masa infinita, C_x , permite conocer los efectos de la apertura del paracaídas en un túnel de viento, cuando la carga no se desacelera, sino que se mantiene su velocidad constante.

2.1.2 Hipótesis adoptadas

Para la realización de este diseño preliminar se han adoptado una serie de hipótesis que permiten simplificar el problema, si bien, para un segundo proceso de diseño en detalle algunas de ellas deberían ser modeladas y estudiadas en detenimiento:

- Las propiedades de la atmósfera se basan en función de la atmósfera estándar internacional, simplificando los cálculos mediante el uso de las tablas presentadas en el anexo. Estas tablas clasifican las variables atmosféricas (temperatura, densidad, velocidad del sonido y presión) en función de la altitud.
- El proceso de extracción y apertura del paracaídas se realiza de forma rápida, lo que permite despreciar la variación de las propiedades del aire con el descenso de la aeronave durante este periodo de tiempo. Por lo que las propiedades del aire serán constantes para los cálculos que se realicen referentes al proceso de apertura.
- Se desprecia la posible aparición de viento u otros escenarios climáticos adversos durante el descenso. El posible efecto de estas variables se tendrá en cuenta en el momento de la elección de las características de estabilidad del paracaídas, suponiendo que un paracaídas estable posibilita un descenso controlado incluso con la aparición de viento lateral. Este hecho debe ser estudiado y comprobado durante la fase de pruebas o en diseños posteriores.
- Durante toda la extensión del documento se hará uso del sistema de unidades anglosajón, para facilitar el uso de los datos recopilados en la extensa mayoría de títulos y documentos existentes. Los resultados aparecerán acompañados de la conversión de los mismos al sistema internacional de medida.

2.2. Sistema de recuperación por paracaídas

La primera imagen en la que se piensa cuando se habla de paracaídas es la de la campana del mismo, sin embargo existen diferentes subsistemas que hacen posible el funcionamiento del paracaídas además de la campana.

El proceso de apertura del sistema es uno de ellos, requiere un diseño exhaustivo y detallado que posibilite la completa extracción del mismo, dando comienzo al proceso de frenado. Este proceso debe ser controlado para evitar la aparición de fuerzas excesivas, para ello se utiliza el sistema de reefing. Ambos procesos son detallados en este apartado, junto con el estudio del peso del sistema completo.

2.2.1 Sistema y proceso de despliegue

El sistema de despliegue, así como el procedimiento seguido durante el despliegue del paracaídas es una parte fundamental del proceso de recuperación de la aeronave. Un correcto despliegue del sistema posibilita controlar y minimizar las fuerzas de apertura que soporta la estructura, minimizar el tiempo de apertura y, por tanto, la distancia necesaria para alcanzar el descenso controlado. Con la finalidad de conseguir un despliegue correcto del ensamblado del sistema es necesario cumplir con la secuencia "line-first deployment": risers, líneas de suspensión y toldo del paracaídas. De entre los diversos métodos de despliegue existentes, para el

diseño del sistema ha sido seleccionado el sistema de despliegue controlado.

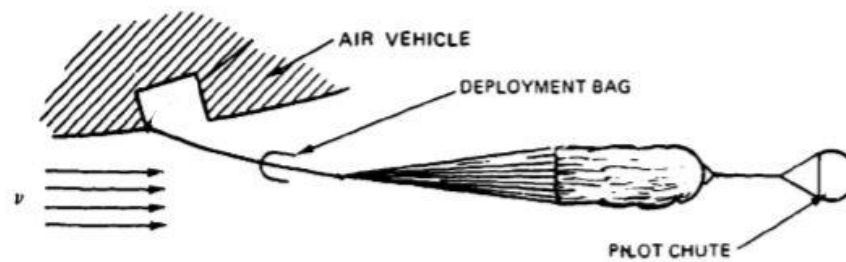


Figura 2-1. Despliegue mediante paracaídas de extracción del paracaídas principal. Referencia [1]

El sistema de despliegue controlado consiste en iniciar la secuencia por medio de la expulsión de la tapa que cubre el propio sistema, quedando unido por medio de un cordaje a la bolsa de despliegue del paracaídas de extracción o paracaídas piloto (pilot chute). El paracaídas de extracción deberá ser seleccionado de forma que, con un tamaño reducido y a la velocidad de recuperación seleccionada, genere la suficiente resistencia para que la fuerza transmitida a través del cordaje de unión con la bolsa de extracción del paracaídas principal permita su correcto y completo despliegue.

Durante este proceso se generan muchas turbulencias y zonas de recirculación del aire, esto se puede reflejar en un conjunto de oscilaciones que produzcan fallos durante el proceso de apertura, lo que supone el fallo total del sistema. Sin embargo, la modelización de este proceso se escapa de la extensión de este proyecto y su estudio se acota a las indicaciones básicas para que se realice de forma segura según la teoría. Para asegurar el correcto funcionamiento del sistema será necesario o bien un estudio con programas de simulación de fluidos (CFD) o bien un conjunto de test y pruebas en túnel de viento del sistema final.

2.2.2 Campana del paracaídas principal

La campana del paracaídas principal es el elemento principal de generación de resistencia del sistema, por tanto su diseño pasa a ser un factor de suma importancia. El correcto diseño de la campana se basa en el estudio de la siguiente lista de factores:

- Coeficiente de resistencia aerodinámica relativo a la superficie de la campana. Es una medida de la efectividad de la generación de resistencia, a mayor coeficiente de resistencia, menor necesidad de superficie y volumen para generar la misma resistencia. Es un valor empírico que suele oscilar en un rango de valores 0.5-1.2.
- Área de superficie de la campana, expresado en unidades de superficie (ft² o m²).
- Forma de construcción. Las vistas en planta y en perfil de la campana definen los parámetros geométricos de diámetro de construcción y la sección en cruz.
- Diámetro nominal. Se obtiene a partir de la superficie total de la campana:

$$D_o = \frac{\sqrt{4S_o}}{\sqrt{\pi}} \quad (2-1)$$

- Forma inflada. Se entiende como forma inflada a la superficie medida en el túnel de viento de la campana al completo o superficie proyectada (S_p) a partir de su proyección puede obtenerse el diámetro proyectado (D_p). Un aumento de la superficie proyectada suele verse reflejado en un aumento del coeficiente resistencia.
- El área resistente del paracaídas, que medida en unidades de superficie se corresponde con la expresión $S \cdot C_d$.

El estudio de estas variables, en conjunto con las definidas como variables de influencia, posibilitan la elección de una geometría de la campana del paracaídas eficiente y acorde al funcionamiento que requiere cada misión.

2.2.3 Método de Reefing

La técnica del reefing sobre un paracaídas consiste en limitar las fuerzas de apertura producidas en el despliegue del paracaídas principal por medio de líneas de reefing que impiden una completa apertura de la campana del paracaídas, reduciendo el diámetro nominal durante un tiempo establecido.

Este método permite disminuir las fuerzas de apertura del paracaídas hasta un valor determinado e incluso dar paso a diferentes etapas de apertura, incrementando de forma escalonada la resistencia producida, así como la estabilidad del paracaídas. Además supone un método fiable de prevención del sobreinflado del toldo del paracaídas.

En la Referencia [1] puede encontrarse la información que se requiera acerca del método del reefing. De entre esta información se encuentran los diferentes medios o técnicas para realizar el proceso de reefing.

El método más usado es el del skirt reefing. En el skirt reefing las líneas de reefing se sitúan alrededor de la falda de la campana del paracaídas, por la parte interior, guiadas por diferentes anillos situados en los puntos de unión con las líneas de suspensión del paracaídas. En diversos anillos guía se encuentran colocadas cuchillas o elementos pirotécnicos que corten las líneas de reefing en el momento en el que se deba permitir la apertura total de la campana. La longitud de las líneas de reefing vienen determinadas por el porcentaje de apertura de la campana que se haya seleccionado como criterio de diseño, en función de la reducción de la superficie de resistencia. La relación entre la longitud de las líneas y la reducción de la resistencia se denomina radio de reefing. Este método queda ejemplificado en la Figura 2-2

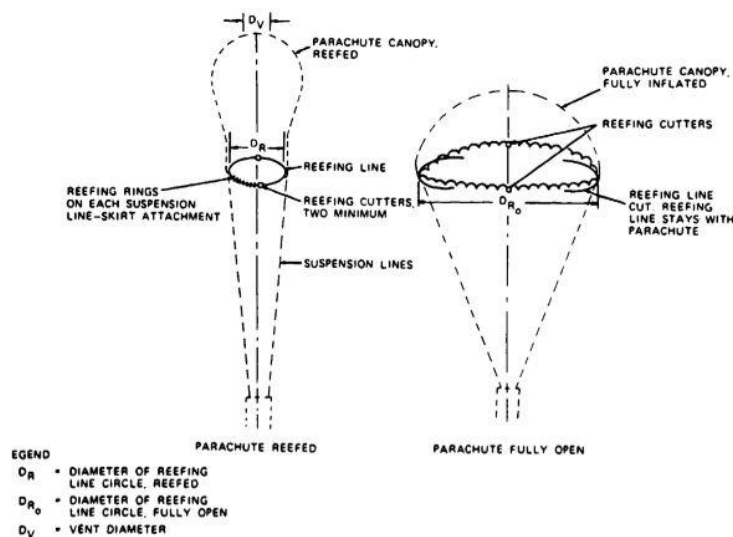


Figura 2-2. Método de skirt reefing. Referencia [1]

El método de skirt reefing puede complementarse con una línea de control que divide la falda de la campana en dos secciones simétricas, permitiendo al variar la posición y longitud de la línea de control una variación continua del radio de reefing, lo que da como resultado un disreefing continuo. Este medio fue desarrollado para aplicarlo a los medios de desaceleración de aeronaves, de forma que a medida que la aeronave se acerca al momento del aterrizaje el área de resistencia de la campana aumenta hasta producirse el corte de las líneas de reefing en el momento del aterrizaje.

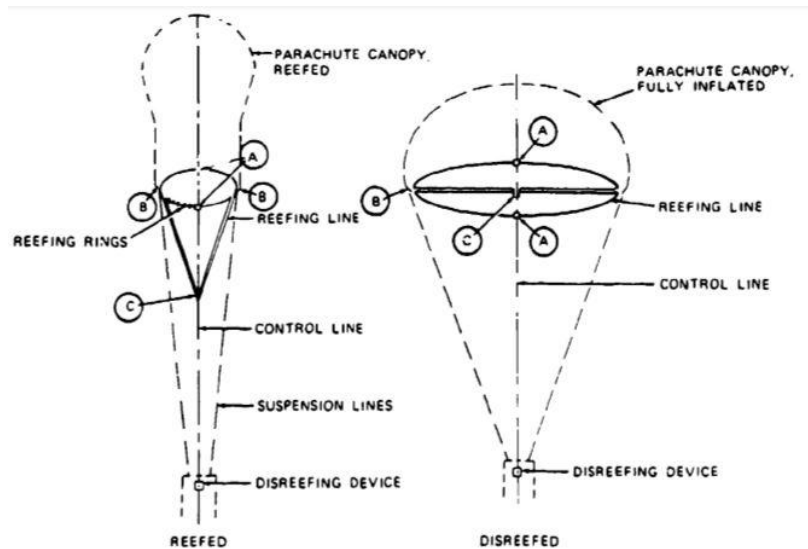


Figura 2-3. Método de skirt reefing con línea de control. Referencia [1]

La alternativa principal a los métodos de skirt reefing es el método de vent reefing. En este caso una cuerda llamada vent line se une al centro de la campana, permitiendo deformarla al variar su longitud. Este método también acepta la posibilidad de configurar los puntos de unión y la longitud de la cuerda vent line para obtener diferentes etapas de reefing, permitiendo un aumento del área de resistencia de forma controlada.

2.2.4 Peso y volumen del sistema de recuperación

Conocer una estimación del peso que el sistema de recuperación va a aportar a la aeronave y el volumen necesario para su almacenamiento va a suponer una cuestión primordial de cara al diseño completo del sistema, así como su integración con la aeronave.

La selección de los materiales de fabricación tanto de la campana del paracaídas, como del cordaje de las líneas de suspensión va a ser un factor condicionante en el peso del sistema. Un diseño realizado en el uso de materiales compuestos, así como el uso combinado del Kevlar y el nylon o el uso completo de Kevlar puede permitir reducir el peso completo del paracaídas entre un 20 y un 40%. Sin embargo hay que tener en cuenta las precauciones necesarias que han de tomarse para el almacenaje y la liberación del sistema cuando su composición mayoritaria son estos materiales, dada su mal comportamiento con altas temperaturas que puedan aparecer en el proceso de despliegue por el rozamiento.

Tan importante como los materiales de fabricación es la selección del método de almacenaje, que va a definir la densidad de volumen de almacenamiento alcanzable y, por tanto, el volumen final de la aeronave necesario para la integración del sistema. Aunque el proceso de almacenamiento puede llevarse a cabo mediante un almacenamiento manual, a temperatura y presión de ambiente, o incluso con hornos y autoclaves, las densidades de almacenamiento que este tipo de métodos proporcionan no alcanzan los valores generados por los medios de almacenamiento por presión. Para el proceso de almacenamiento a presión se hace uso de máquinas hidráulicas o mecánicas, acompañadas de máquinas de absorción del aire que queda almacenado en el interior de la bolsa de almacenamiento. Los valores referenciales de densidad de almacenamiento permitida por cada uno de ambos métodos queda limitado por un valor de 20 lb/ft^3 , para el caso de almacenamiento manual, y por valores pertenecientes al rango $40\text{-}50 \text{ lb/ft}^3$ para los medios de almacenamiento a presión.

Para obtener una primera estimación de los valores de peso y volumen del sistema existen diferentes métodos, explicados con detenimiento en la Referencia [1]. El primero de ellos es el método de diseño preliminar, que permite obtener unos valores aproximados del peso que tendrá el sistema basándose en un conjunto de valores, representados en la Fig 2-4, pertenecientes a un conjunto de aeronaves y sus sistemas de recuperación asociados.

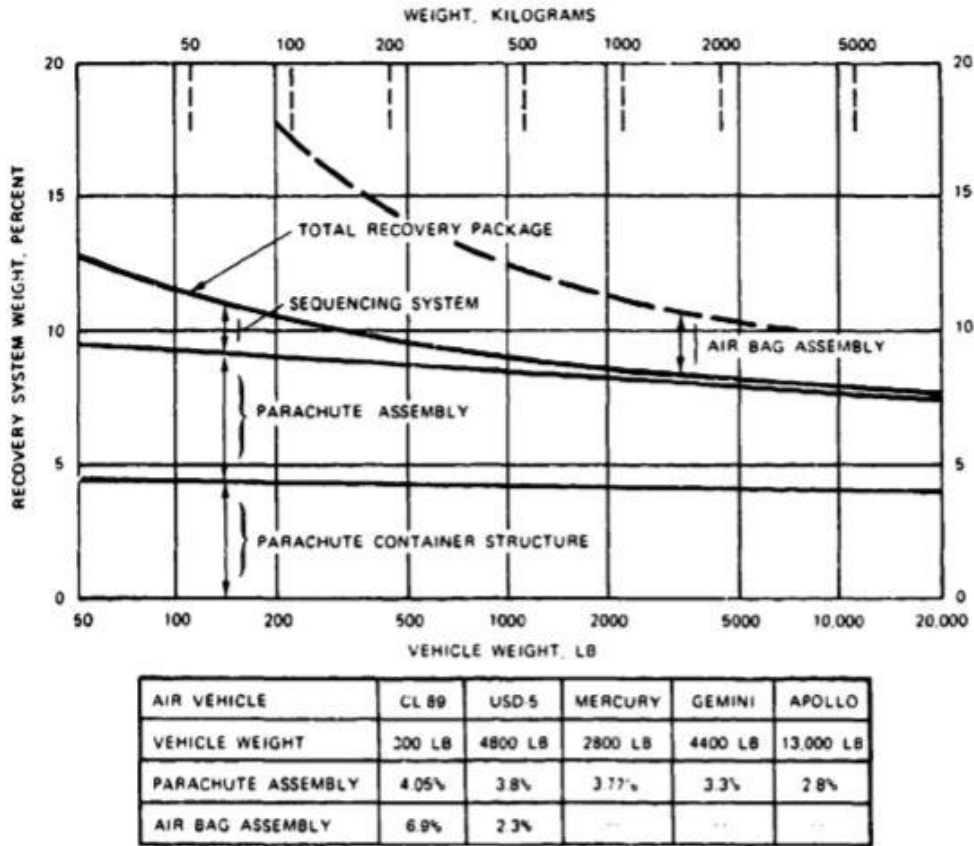


Figura 2-4. Peso del sistema de recuperación como porcentaje del total de la aeronave. Referencia [1]

Una vez se dispone del peso estimado del sistema de recuperación, y además del de atenuación de impacto por airbags en este caso, puede conocerse el volumen que se necesitará como primera estimación, una vez decidido el sistema de empaquetado o almacenamiento y los valores típicos de la densidad de almacenamiento que ofrecen cada uno.

El segundo método para obtener el volumen del sistema es el método por planos o dibujos. Para poder realizar la estimación con este método es necesario disponer de un conjunto de planos o dibujos detallados del sistema, así como de la lista de materiales que lo componen y sus propiedades.

Si no se dispone de los planos necesarios para el caso anterior, pero sí están definidos los materiales que lo componen y las dimensiones aproximadas, el método que proporciona más precisión para obtener el valor del peso total del sistema de recuperación es el método TWK. El peso total se estima mediante la ecuación (2-6):

$$W_p = S_o w_c + L_s \cdot N_{SL} \cdot w_{SL} \cdot \frac{F_{SL}}{1000} \tag{2-6}$$

Donde los valores de la ecuación representan:

- W_p Peso total del paracaídas, lb
- S_o Superficie total de la campana, ft²
- w_c Peso específico de la campana, lb/ft²
- L_s Longitud de las líneas de suspensión, ft
- N_{SL} Número de líneas de suspensión
- w_{SL} Peso específico de las líneas de suspensión, lb/ft

F_{SL} Rigidez de las líneas de suspensión, lb

2.3. Sistema de atenuación de impacto en el aterrizaje

Los sistemas de atenuación de impacto se hacen imprescindibles en los casos en los que se requiere disminuir la velocidad del cuerpo desde la velocidad de descenso, hasta hacerla nula o un valor que proporcione un impacto contra el suelo o la superficie de aterrizaje, que esté dentro del rango de fuerzas de impacto o deceleración de impacto permisible para cada tipo de aeronave. A continuación se detallan los principales medios de atenuación de impacto que se usan en el mercado.

Basándose en la capacidad de los materiales de absorber energía y disiparla por medio de la deformación plástica y el rozamiento surgen los atenuadores de impacto por deformación. Entre los materiales más usados para este tipo de sistemas se encuentran el papel, el plástico, y el aluminio dispuesto en forma de panel de abeja, una disposición que se caracteriza por su gran capacidad de deformación y resistencia, variando cada una según el eje en que se realice la fuerza.

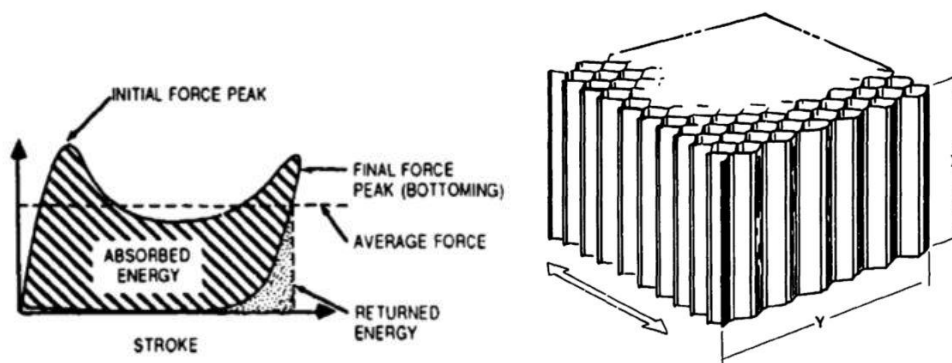


Figura 2-5. Ejemplo de sistema de atenuación de impacto por deformación. Referencia [1]

El sistema de atenuación de impacto de uso más extendido en prácticamente todos los sectores de la industria es el sistema de airbags. Este sistema funciona con bolsas de material textil o cualquier plástico flexible que, almacenándolas en el fuselaje, son llenadas de aire a presión mediante un proceso adiabático que llegado el momento se permite su escape para que por el principio de acción y reacción, el cuerpo se desacelere y el resto del impacto se absorbe por las bolsas de aire, permitiendo reducir la fuerza del impacto sobre la aeronave hasta ser prácticamente nula. Existen múltiples configuraciones posibles para diseñar los airbags, así como relaciones entre el diseño y la presión que deben almacenar, para garantizar su correcto funcionamiento. La ecuación (2-7) permite definir la geometría inicial de las bolsas conocido el factor de deceleración de impacto permitido, peso del vehículo y la presión de su interior:

$$W_v \cdot n = S_b p_b \quad (2-7)$$

Además, la Figura 2-6 muestra algunas de las posibles configuraciones que pueden presentar los sistemas de atenuación de impacto por airbags.

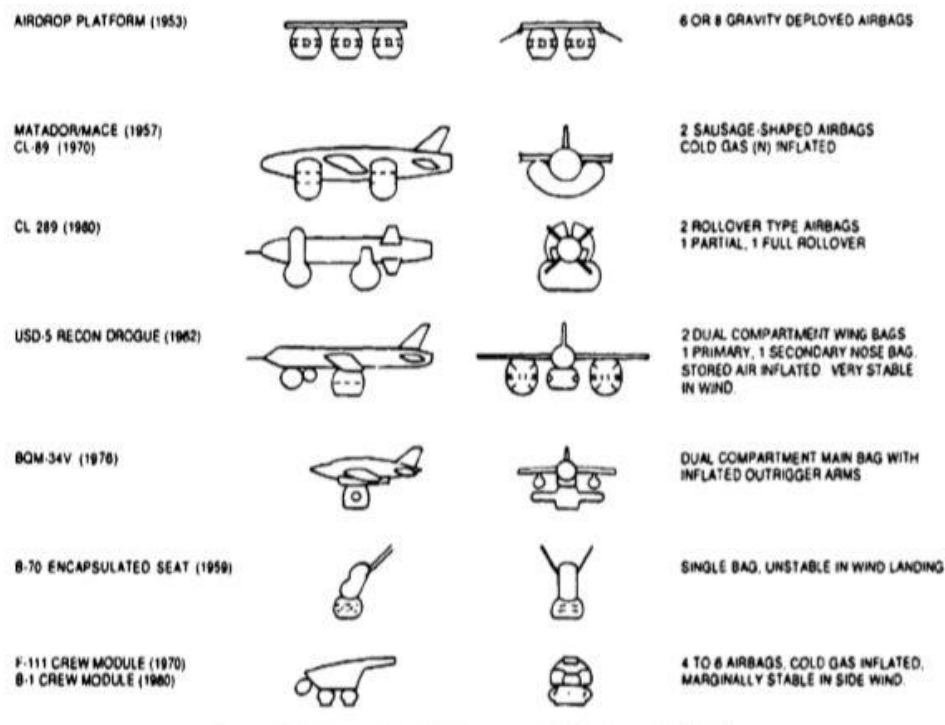


Figura 2-6. Ejemplos de sistemas de atenuación de impacto mediante airbags. Referencia [1]

Si los requisitos de deceleración se vuelven más restrictivos existen otros medios de atenuación de impacto que permiten disponer de mayor potencia, bajo el hecho de aumentar su coste. Entre estos sistemas destaca el uso del sistema de atenuación de impacto mediante cohetes, que permite obtener deceleraciones en el rango entre 3g y 6g, inalcanzables en el caso de los airbags o por deformación. Estos sistemas destacan por su gran relación potencia-peso y la capacidad de decelerar vehículos antes de tocar el suelo. Sin embargo este tipo de sistemas requieren de un proceso de estudio de estabilidad y posicionamiento muy detallado, dificultando el proceso de investigación y diseño, lo que da como resultado un aumento significativo en su coste.

3 DESARROLLO DEL DISEÑO

El presente capítulo detalla el proceso generalizado del primer diseño del sistema de recuperación de una aeronave. Se presentan las ecuaciones que permiten obtener una primera estimación del sistema completo, la selección y estudio de los tipos de campana existentes en el mercado, así como cada uno de los componentes del sistema que permita descender de forma controlada la aeronave, con cierto énfasis en el diseño de los paracaídas tanto principal como de extracción, por su importancia dentro del conjunto, el sistema independiente de atenuación de impacto y la integración de todo el sistema con la aeronave.

3.1 Diagrama de flujo

Este apartado sirve como base para todo el proceso de diseño y la toma de decisiones. Partiendo de los datos y los requisitos que la aeronave o la empresa interesada definan, se procederá a estimar los valores de resistencia necesaria para alcanzar las velocidades óptimas que permitan un aterrizaje seguro, sin que las fuerzas y tensiones que aparezcan en el sistema superen los límites establecidos y priorizando en la optimización del peso y la fiabilidad.

La figura 3-1 muestra el diagrama de flujo a seguir durante el proceso de diseño. Cada una de las tareas que conforman el diagrama son detalladas a lo largo de este capítulo, excepto el conjunto de pruebas y test sugeridos para el estudio de fiabilidad y funcionamiento del sistema.

En este diagrama de flujo encontramos diversos grafismos, por un lado los grafismos rectangulares se dedican a las tareas fundamentalmente teóricas, decisiones en base a los datos obtenidos y los estudios existentes relacionados. El grafismo elipsoidal representa las tareas de análisis numérico que se basan en las ecuaciones detalladas en este capítulo. Por último, el punto de control del proceso será el momento en el que se realicen los análisis de fuerzas y tensiones del sistema y el análisis de fuerzas de impacto, esta toma de decisión dependerá de los resultados de los análisis y tomará caminos diferentes del diagrama en función de los resultados.

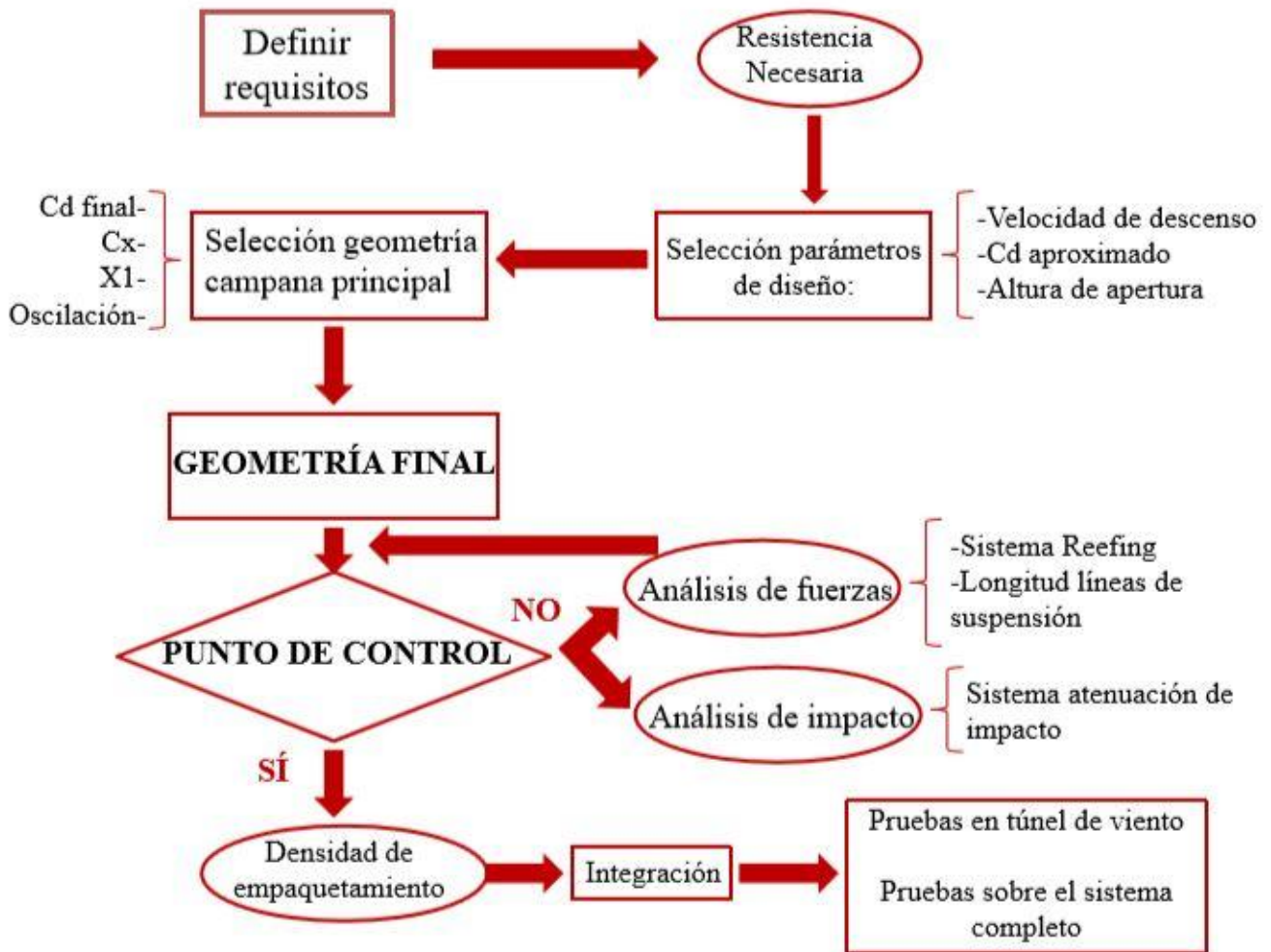


Figura 3-1. Diagrama de flujo del proceso de diseño.

3.2 Proceso de diseño

Este apartado sirve para describir y comentar el diagrama de flujo base del proceso, todos los cálculos y datos necesarios para cumplimentar el diseño del sistema de recuperación serán descritos en cada uno de los siguientes apartados, que se corresponden con los diferentes bloques y pasos del diagrama.

3.2.1 Definición de los requisitos

De acuerdo al diagrama de flujo diseñado, el comienzo del proceso de diseño parte de la definición de los requisitos, las limitaciones y los valores de velocidad, altitud y características de la misión que desempeñe el vehículo. Para poder definir los requisitos basta con contestar a una serie de cuestiones clave, de forma que puedan obtenerse todos los datos que definan el problema, las cuestiones son:

- ¿Cuales son los rangos de peso característicos del vehículo para las operaciones de estudio?

El peso supone un factor clave en el proceso de recuperación, ya que será la fuerza principal a vencer durante el descenso de la aeronave. El rango de peso va a condicionar la geometría y el tamaño final del paracaídas principal y de todos los componentes del sistema de atenuación de impacto, por lo que es imprescindible su estudio en profundidad.

- ¿Cual es la velocidad de descenso controlado deseada?

Junto con el peso, la velocidad de descenso es el parámetro de mayor influencia en el tamaño del sistema de

recuperación. Para posibilitar una velocidad de descenso muy baja es necesario un aumento de la resistencia, que en la mayoría de los casos se obtiene mediante el aumento de la superficie de la campana del paracaídas. Por tanto, los valores de la velocidad de descenso utilizados normalmente son bastante conservadores, oscilando en el rango entre 15-30 ft/s o 4.6-9.2 m/s, mientras que si es necesario desacelerar el vehículo hasta valores inferiores a este rango se realiza mediante la instalación de sistemas de atenuación de impacto.

- ¿Cual es la velocidad de despliegue o activación del sistema?

Es necesario conocer la velocidad o posibles velocidades de activación del sistema, ya que durante la fase inicial del despliegue del mismo se generan los máximos valores de fuerzas y tensiones.

- ¿Cuales son las fuerzas y tensiones máximas que soporta la estructura del vehículo?

Durante el despliegue aparecen las llamadas fuerzas de apertura, fuerzas generadas por el frenado del vehículo desde la velocidad de activación hasta la velocidad de descenso mediante el llenado de la campana del paracaídas, debido a la fuerza de rozamiento. Los valores límite definidos como requisito serán el límite de diseño y valor de comparación durante el estudio de las tensiones en los puntos de control del proceso.

- ¿Cual es la velocidad o fuerza de impacto permitida durante el aterrizaje?

Este apartado está condicionado por los límites estructurales del vehículo y, además, va a definir la tipología de atenuador de impacto seleccionado para el diseño.

- ¿Cual debe ser la actitud de la aeronave durante el descenso?

Dependiendo del posicionamiento del equipamiento y de los sistemas embarcados, así como de las características estructurales de la aeronave, será beneficioso que el descenso se realice con una actitud determinada, así pues, si el equipo dispone de cámaras de precisión y equipo de telemetría en el morro del fuselaje, un descenso en encabritado, con el morro elevado respecto al resto del fuselaje, puede evitar daños en el equipo embarcado.

- ¿Cual es el volumen disponible para el almacenamiento del sistema?

Una vez el sistema esté completamente diseñado, teniendo en cuenta el criterio de minimizar el peso del mismo tanto como sea posible, el volumen disponible va a definir el proceso de presurización necesario para poder llevar a cabo su almacenamiento en el vehículo. Es importante tener en cuenta que la capacidad de presurización del sistema es limitada y que su aumento conlleva un aumento en el coste final del proceso.

- ¿Qué método de activación va a caracterizar el sistema?

Esta cuestión va a definir la necesidad o no de un sistema inteligente embarcado dentro de la aeronave, que posibilite la activación del proceso de recuperación en función de las variables que sean elegidas, la velocidad, altitud, peso, etc., o por contra la activación remota del mismo desde el segmento de tierra.

- ¿Cuales son las condiciones de operación del sistema?

Todos los aspectos climáticos y características del terreno donde va a operar el vehículo y donde se requiere el proceso de recuperación deben ser especificados. Es necesario conocer si va a operar en lluvia, viento, nieve y si el contacto con la superficie va a realizarse sobre tierra, hielo o agua. La aparición o modificación de cualquiera de estas condiciones de operación suponen una variación en el comportamiento y la eficiencia del sistema, por tanto, deben ser tenidos en cuenta para el correcto diseño del mismo.

La respuesta de cada una de estas cuestiones van a ser vitales en los diferentes apartados del proceso de diseño y un cambio o error en cualquiera de ellas puede suponer la invalidez completa de todo el proyecto.

3.2.2 Cálculos preliminares

Partiendo de los requisitos definidos en el apartado anterior, y previa selección de la geometría del paracaídas, van a realizarse los cálculos que permitan obtener unos primeros valores de la resistencia necesaria para hacer posible el descenso estacionario del vehículo y diferentes características de la campana del paracaídas. La finalidad de estos cálculos preliminares es obtener una información sobre la geometría y necesidad de

resistencia de cara a la selección del tipo de forma de la campana del paracaídas principal, de forma que puedan servir de guía y poder seleccionar la geometría más adecuada a cada caso.

La condición de equilibrio de fuerzas que debe cumplirse durante el descenso iguala la resistencia generada tanto por la aeronave como por el paracaídas, con el peso total del sistema, la ecuación queda:

$$D_t = D_p + D_L = W_p + W_L = W_T \quad (3-1)$$

Donde los subíndices P hacen referencia al paracaídas, L a la aeronave o carga y T al total.

La relación entre la resistencia y el coeficiente de resistencia permite obtener una ecuación que define la velocidad de descenso o ratio de descenso, a partir de la ecuación (3-2), ya que la resistencia generada por la aeronave, D_L , puede suponerse despreciable frente a la generada por la campana.

$$D_p = \frac{C_D S_p \rho}{2} V^2 = W_T \quad (3-2)$$

La velocidad de descenso queda:

$$V_e = \sqrt{\frac{2W_T}{C_D S_p \rho}} \quad (3-3)$$

Esta ecuación (3-4) permite relacionar la velocidad de descenso, el coeficiente de resistencia y la superficie proyectada, lo que posibilita obtener una geometría de la campana del paracaídas fijando la velocidad de descenso de diseño y el coeficiente de resistencia característico de cada una de las configuraciones de paracaídas. El valor de la velocidad de descenso es conocido como requisito de diseño, o puede ser una decisión durante el proceso, si este es el caso un valor recomendable de 6.1m/s (20ft/s) puede ser considerado como un valor incluso restrictivo dentro del margen descrito anteriormente. Para esta primera aproximación va a ser necesario un primer valor de Cd para trabajar y obtener los primeros datos, por tanto debe escogerse un valor representativo del mismo, por ejemplo 0.9.

En primer lugar puede obtenerse el valor del diámetro nominal de la campana, para ello se hará uso del criterio de descenso estable y de la ecuación (3-2). Hay que tener en cuenta la variación de la densidad con la altitud de operación y su influencia en la presión dinámica.

La velocidad de descenso a nivel del mar es:

$$V_{eo} = V_e \sqrt{\frac{\rho}{\rho_o}} = V_e \sqrt{\sigma} \quad (3-4)$$

Donde el valor de σ se encuentra tabulado en la tabla 6-1 como función de la altitud de recuperación.

Con esta velocidad de descenso puede calcularse la presión dinámica mínima que experimentará el paracaídas:

$$q = \frac{\rho}{2} v^2 = v^2/x \quad (3-5)$$

donde x es una constante que varía únicamente dependiendo de las unidades utilizadas y cuyo valor se presenta en la Tabla 3-1.

Tabla 3-1. Valores de la constante x para las diferentes unidades.

Knots	MPH	ft/s	km/h
295.9	391.2	841.4	1013.1

La variación de la densidad y la presión dinámica se tiene en cuenta al introducir el valor corregido de la velocidad en la ecuación 3-6.

El área de resistencia requerida para poder realizar el descenso estacionario con la velocidad deseada de descenso es:

$$CdS_o = \frac{W_T}{q} \quad (3-6)$$

Por lo tanto, como primera aproximación, se obtiene la superficie necesaria para poder realizar el descenso diseñado:

$$S_o = \frac{CdS_o}{Cd} \quad (3-7)$$

3.2.3 Selección del tipo de campana

La optimización del diseño de la campana del paracaídas y de su funcionamiento durante la misión, así como el cumplimiento de los requisitos definidos por el cliente hacen necesario un estudio previo de los diferentes tipos de paracaídas existentes, sus características y rango de uso. La selección del tipo de paracaídas se realiza en función a diferentes parámetros aerodinámicos y geométricos que definen las características de operación de cada uno, que aparecen en el anexo, las tablas de la 6-2 a 6-6 ejemplificando los tipos de paracaídas más usados, obtenida de la Referencia [1].

Para poder seleccionar correctamente el tipo de paracaídas adecuada a cada misión, es necesario establecer un criterio que permita desechar aquellas familias que no son las adecuadas. En primer lugar las tablas 6-2 a 6-6 muestra en su última columna la aplicación general para la que se utilizan cada uno de estos tipos de paracaídas, lo cual permite seleccionar de forma instantánea aquellos que pueden ser útiles.

El segundo criterio de diseño se centra en maximizar el coeficiente de rozamiento, Cd. Un aumento de Cd permite obtener la fuerza de resistencia necesaria para un descenso controlado y estático, con una menor superficie de campana del paracaídas y con la disminución de peso que ello supone. Sin embargo, el aumento excesivo del coeficiente de resistencia también supone un aumento de las fuerzas que acompañan al proceso de apertura e inflado de todo el sistema, fuerzas que están acotadas por los requisitos de diseño y que se caracterizan por los valores del coeficiente Cx. Este coeficiente Cx puede suponer un tercer filtro en la selección, ya para mismos o parecidos valores del coeficiente de resistencia hay diferencias notables entre familias de hasta un 25%, que puede suponer la aparición de fuerzas excesivas para la estructura de la aeronave.

Por último, se debe tener en cuenta la estabilidad frente a oscilaciones que presente cada una de las familias de campanas que se estudien, dependiendo de la misión y el tipo de descenso que se quiera llevar a cabo, será beneficioso la capacidad de maniobrar en con un ángulo de oscilación y giro (glide) o por contra, puede buscarse minimizar el ángulo de oscilación y maximizar la estabilidad del descenso controlado.

Utilizando estos criterios como base de la selección y los cálculos preliminares, que pueden aportar una estimación de las dimensiones del sistema, debe realizarse una búsqueda de información acerca del uso que se le ha dado a cada una de las familias posibles de paracaídas a lo largo de la historia. Existen numerosos documentos acerca de cada una de ellas e investigaciones publicadas sobre su comportamiento para distintas operaciones, velocidades, altitudes, etc., que pueden servir como criterio para una selección adecuada.

Una vez seleccionada la familia y las características de la campana principal, deben recalcularse los valores de la geometría y superficie resistente, ahora sí con el valor real del coeficiente de resistencia o su rango de valores y obtener un valor del diámetro nominal y de construcción del paracaídas final.

Para finalizar con el diseño de la geometría del paracaídas principal es necesario definir tanto el número como la longitud y características de las líneas de suspensión que proporcionan la sujeción necesaria entre el paracaídas principal y la aeronave. Los resultados de los experimentos llevados a cabo en la Referencia [4],

muestran la importancia de una elección correcta de la longitud y número de líneas de suspensión sobre las características aerodinámicas y el rendimiento del paracaídas durante la misión para varias velocidades, todo ello para un sistema de recuperación con una campana de sección en cruz.

La importancia de esta selección radica en que un aumento de las líneas de suspensión del sistema suponen un aumento en el coeficiente de rozamiento característico de la campana, así como con la longitud de las mismas. Sin embargo este aumento tanto de número como de longitud aparece acompañado por el consiguiente aumento de peso del sistema, siendo necesario un estudio de compromiso entre estos factores. Este estudio es particular para cada una de las familias de campanas, durante el desarrollo del punto 4.2.2 se ejemplifica este estudio para el caso de los paracaídas de sección en cruz.

3.2.4 Sistema de extracción

El sistema del paracaídas principal permanece en el interior del fuselaje del vehículo hasta su activación, el éxito de la misión de recuperación depende, al completo, de la extracción del mismo. Por ello es necesario diseñar un sistema de despliegue fiable y seguro.

De entre los medios de extracción más utilizados destacan el uso de paracaídas de extracción que generen la suficiente resistencia con la corriente incidente, como para permitir el despliegue completo del sistema y del paracaídas principal. La experiencia y las pruebas realizadas a lo largo de los años muestran resultados positivos sobre el uso de sistemas de eyección que posibiliten situar los paracaídas de extracción en una posición donde la corriente incidente esté lo menos perturbada posible. Para evitar posibles interferencias con el estabilizador vertical y horizontal, el paracaídas de extracción se eyecciona con un ángulo respecto al eje de simetría de la aeronave que permita evitarlo, como caso general un ángulo de 45°.

El paracaídas de extracción debe asegurar el despliegue completo del paracaídas principal y para ello hay que diseñar tanto su tamaño, como su posición sobre el vehículo en base a dos parámetros. El primero de ellos es la relación entre el área de resistencia del paracaídas de extracción, CdS_{EP} , y el área de resistencia del paracaídas principal, CdS_{MP} , como un estudio en función del rango de velocidades de operación. En segundo lugar, la distancia necesaria entre el final del fuselaje de la aeronave y el paracaídas de extracción, es decir, la longitud de las líneas de suspensión del paracaídas de extracción.

El único tipo de paracaídas de extracción que se contempla en tabla 6-3 es el ringslot, que se caracteriza por ser un paracaídas estable, con un coeficiente de resistencia moderado y de uso muy generalizado para este tipo de función. Para obtener la relación necesaria entre las áreas de resistencia de los paracaídas, puede obtenerse de forma aproximada de la tabla 3-3, obtenida de la Referencia [1] y que muestra esta relación como función de la velocidad de despliegue del paracaídas de extracción.

Tabla 3-3. Relación entre áreas de resistencia para rangos de velocidades.

Velocidad de despliegue, KEAS	Relación $CdS_{MP} - CdS_{EP}$
< 150	0.03
150-250	0.02
> 250	0.005

Por tanto el área resistente del paracaídas de extracción será:

$$CdS_{EP} = R_{EP} CdS_{MP} \quad (3-8)$$

Esto permite calcular el diámetro nominal del paracaídas de extracción a partir del área de resistencia, conocido el valor del coeficiente de resistencia asociado a cada campana en particular. Para esta estimación hay que tener en cuenta la longitud de las líneas de suspensión, ya que es posible aumentar este valor máximo hasta un 10% aumentando la longitud de las líneas de suspensión hasta que esta longitud sea el doble del

diámetro nominal de la campana. Sin embargo, también hay que tener en cuenta el efecto de la perturbación de la corriente que produce el cuerpo que precede al paracaídas. De forma que el diámetro nominal puede obtenerse mediante las siguientes ecuaciones:

$$S_O = \frac{CdS_{EP}}{Cd} \quad (3-9)$$

$$D_O = \sqrt{4S_O / \pi} \quad (3-10)$$

Por último queda calcular la posición donde se situará el paracaídas de extracción una vez iniciado el despliegue, la longitud de las líneas de suspensión. Para ello se hace uso del área equivalente del cuerpo que precede al paracaídas, S_{FB} , entendiéndose por área equivalente como la proyección longitudinal del vehículo sobre un cilindro cuyo diámetro coincide con el diámetro nominal del paracaídas de extracción. La figura 3.2 extraída de la Referencia [1] ejemplifica gráficamente esta proyección.

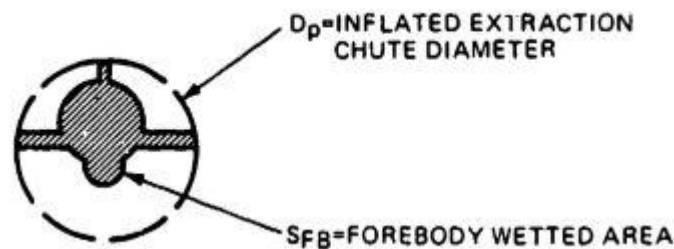


Figura 3-2. Área equivalente S_{FB} . Referencia [1]

El diámetro equivalente de este área es:

$$D_{FB} = \sqrt{4S_{FB} / \pi} \quad (3-11)$$

De acuerdo a los resultados obtenidos durante numerosos test, la distancia óptima para obtener una buena localización fuera de la zona de incidencia de la corriente de la aeronave se obtiene con una longitud de líneas de suspensión de 6 veces el diámetro D_{FB} :

$$L_{FB} = 6D_{FB} = 10.04 \text{ ft} \quad (3-12)$$

Esta longitud permite evitar en lo posible las perturbaciones que crea sobre la corriente el cuerpo que precede al paracaídas de extracción, posibilitando el llenado completo de la campana e iniciando de forma correcta la secuencia de apertura.

3.2.5 Análisis de fuerzas

Durante el proceso de apertura e inflado del paracaídas tanto de extracción como principal se tiene lugar la mayor desaceleración que experimenta el sistema, lo que se traduce en una generación de fuerzas denominadas fuerzas de apertura. El análisis de las fuerzas máximas generadas tiene la finalidad de asegurar que dichas fuerzas no superan la fuerza máxima marcada como requisito de diseño.

El análisis va a consistir en obtener unos valores de las fuerzas máximas que se generan durante el proceso de apertura de la campana, proceso que se realiza en dos pasos, una primera etapa de apertura donde el sistema de

reefing limita el llenado y una segunda etapa caracterizada por el disreef que permite el llenado completo del paracaídas. Este proceso se ejemplifica en la fig. 3-3, obtenida de la Referencia [1]:

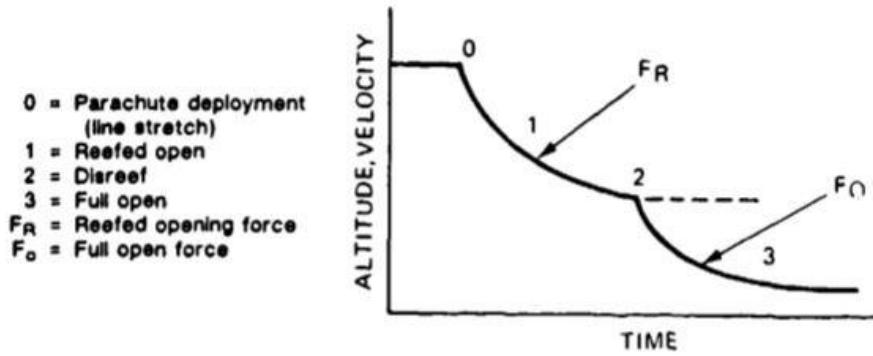


Figura 3-3. Perfil velocidad-tiempo en el proceso de inflado . Referencia [1]

Existen diferentes métodos para analizar las fuerzas generadas durante la apertura del paracaídas, en este caso se va a utilizar el denominado método de la carga de la campana, $\frac{W}{CdS}$. Este método permite obtener una estimación de las fuerzas que se generan con el inflado de la campana, tanto para los casos en los que existe reefed como en los que el inflado es libre, como función de la área de resistencia, de la presión dinámica, el coeficiente de fuerza de apertura para una masa infinita, C_x y el factor de reducción de fuerzas de apertura, X_1 . La ecuación que los relaciona es:

$$F = CdS \cdot q \cdot C_x \cdot X_1 \tag{3-13}$$

Para ello, en primer lugar hay que calcular la presión dinámica máxima, q_0 , que tiene lugar para la velocidad de despliegue o activación del sistema, a la altitud de recuperación.

$$q = \frac{\rho}{2} v^2 = \frac{v^2}{x} \tag{3-14}$$

El factor X_1 se obtiene como función de la carga de la campana. El valor del factor se obtiene entrando en la Fig 3-4, obtenida de la Referencia [1], con el valor obtenido para la carga de la campana.

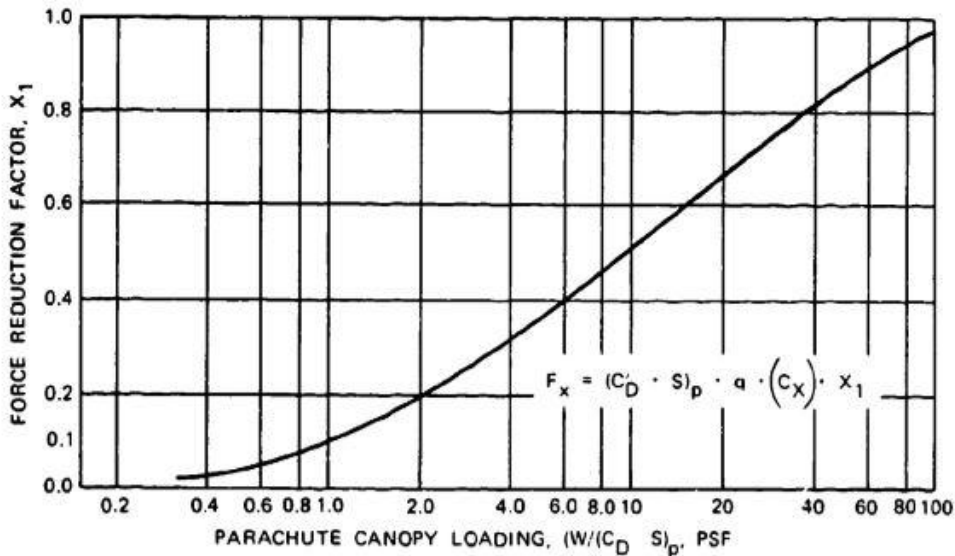


Figura 3-4. Relación entre X_1 y $\frac{W}{CdS}$. Referencia [1]

La ecuación 3-15 permite estimar el valor máximo de las fuerzas generadas durante la apertura, conocidos ya todos los parámetros. Una vez conocido este valor de la fuerza se realiza el primer punto de control de la fase de diseño ya que esta magnitud debe ser en todo momento menor que la marcada por diseño y, si se cree conveniente, menor que ella incluido un factor de seguridad.

La comparación de valores permite va a resultar clave de cara a la posible necesidad de la creación de un sistema de reefed que permita controlar la fuerza máxima de apertura mediante el escalonamiento del proceso de llenado de la campana. Si el valor de la fuerza obtenido en el estudio es mayor que el de diseño debe abarcarse un estudio del sistema de reefing para la tipología de campana seleccionada.

El efecto del sistema de reefing sobre la fuerza de apertura se hace patente en la disminución de la carga de la campana que presenta este método, ya que disminuye de acuerdo al radio de reefing seleccionado, tal y como muestra la ecuación 3-16 y que a su vez supone un menor valor X_1 sobre la ecuación del cálculo de fuerzas, la ecuación 3-17.

$$\frac{W}{CdS_R} = \frac{W_T}{R_{REEF} \cdot CdS} \quad (3-15)$$

$$F_R = R_{REEF} \cdot CdS \cdot q \cdot Cx \cdot X_1 \quad (3-16)$$

Este método es el más utilizado para posibilitar la instalación de los sistemas de recuperación con limitaciones estructurales importantes y un método eficaz para mantener los máximos de las fuerzas generadas en la apertura por debajo de los niveles marcados en los requisitos de diseño. Durante el apartado 4.2.4 se ejemplifica este proceso de diseño, ya que suele requerir el uso de estudios particulares de cada geometría de campana.

3.2.6 Sistema de atenuación de impacto

Las características estructurales de los RPAS, los requisitos de impacto y los sistemas de reconocimiento y toma de datos de precisión que suelen aparecer embarcados hacen necesaria la instalación de un sistema de atenuación de impacto o de deceleración final para el momento del contacto con la superficie de aterrizaje. Este sistema será uno de los presentados en el apartado 2.5 y su selección se basará en la distancia necesaria para garantizar la deceleración y la distancia característica de trabajo de cada uno de ellos. La expresión que permite conocer la distancia de deceleración requerida es:

$$s = \frac{v_{E1}^2 - v_{E2}^2}{2g(n\eta - 1)} \quad (3-17)$$

Donde

v_{E1} es la velocidad de descenso del RPAS (Vd), ft/s

v_{E2} es la velocidad de impacto permitida, ft/s

g es la aceleración de la gravedad, ft/s²

η es el parámetro adimensional que mide la efectividad del sistema

n es el radio de desaceleración permitida, $n = \frac{a}{g}$

Para la selección del sistema adecuado debe compararse este valor con los valores que aparecen en la fig 3-10, obtenida de la Referencia [1]. En la gráfica se muestran los valores de la distancia necesaria para realizar el frenado del vehículo en función de la velocidad de descenso seleccionada por diseño para los diferentes sistemas de atenuación de impacto, además de la deceleración típica de trabajo de los mismos. Puede observarse que los sistemas de atenuación de impacto por cohete o propulsión permiten disminuir el impacto hasta 5g, mientras que los airbags trabajan con valores cercanos a los 10g.

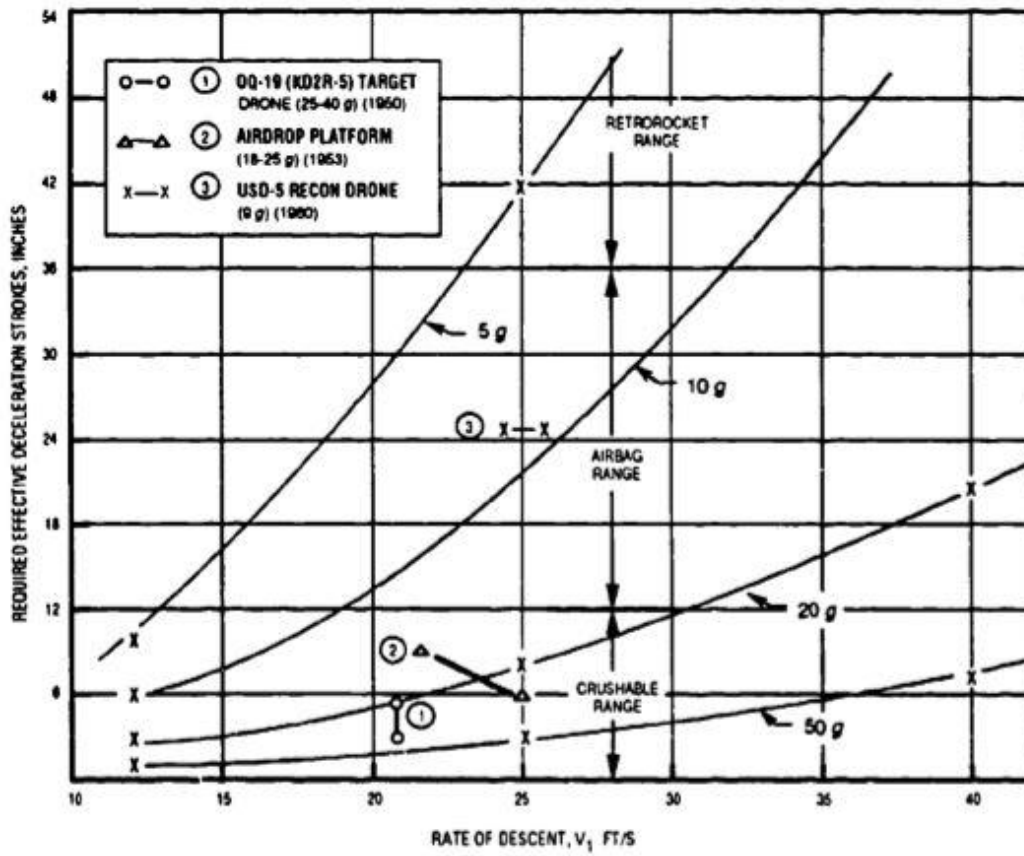


Figura 3-5. Distancias de frenado como función de la velocidad de descenso para diferentes sistemas
Referencia [1]

3.2.7 Estimación del peso y almacenamiento

Para poder utilizar el método de estimación del peso del sistema TWK es necesario seleccionar los materiales con los que se fabricarán tanto campanas como cordajes de los paracaídas principal y de extracción. Existen numerosas posibilidades y el avance en la generación de nuevos materiales hace imposible numerar una lista de todos ellos. Del mismo modo existen empresas dedicadas a la fabricación de material dedicado a paracaídas o uso militar en general, cuyas base de datos sobre sus materiales son abiertas y pueden ser estudiadas previa selección de los mismos. Para encontrar más información sobre el diseño con materiales textiles es recomendable la lectura del capítulo 6.6 de la Referencia [1]. Si los requisitos sobre la precisión de la estimación del peso son menos exigentes siempre puede utilizarse el método de diseño preliminar.

Una vez seleccionados los materiales de cordaje y campanas, el método TKW permite conocer el peso de los paracaídas mediante la ecuación:

$$W_p = S_o w_c + L_s \cdot N_{SL} \cdot w_{SL} \cdot \frac{F_{SL}}{1000} \quad (3-18)$$

Conocido el peso del sistema, solo queda conocer el método de almacenamiento y presurización que es necesario emplear.

El almacenamiento del sistema va a depender de si el criterio de diseño define el volumen disponible en la aeronave para dicho fin o si por contra, el criterio exige una minimización del volumen final. Para el primero de los casos, una vez conocido el peso y el volumen disponible es directo conocer la densidad necesaria para su almacenamiento:

$$\rho_p = \frac{W_{SP}}{V} \quad (3-19)$$

Mientras que si se pretende minimizar el volumen necesario hay que tener en cuenta el equipamiento y la maquinaria disponible para dicho fin, ya que este proceso de presurización puede realizarse de forma manual, mediante medios neumáticos, mecánicos e hidráulicos, dependiendo de la necesidad de potencia. Sin embargo, para ambos casos hay que tener en cuenta los resultados de la investigación publicada en la Referencia [7], que muestran la relación entre la densidad de empaquetamiento requerida en un sistema y la presión que debe aplicarse al mismo para conseguirla, así como la independencia entre el tipo de paracaídas utilizado y la presión necesaria para empaquetarlo. Esta relación se muestra en la Figura 3-6:

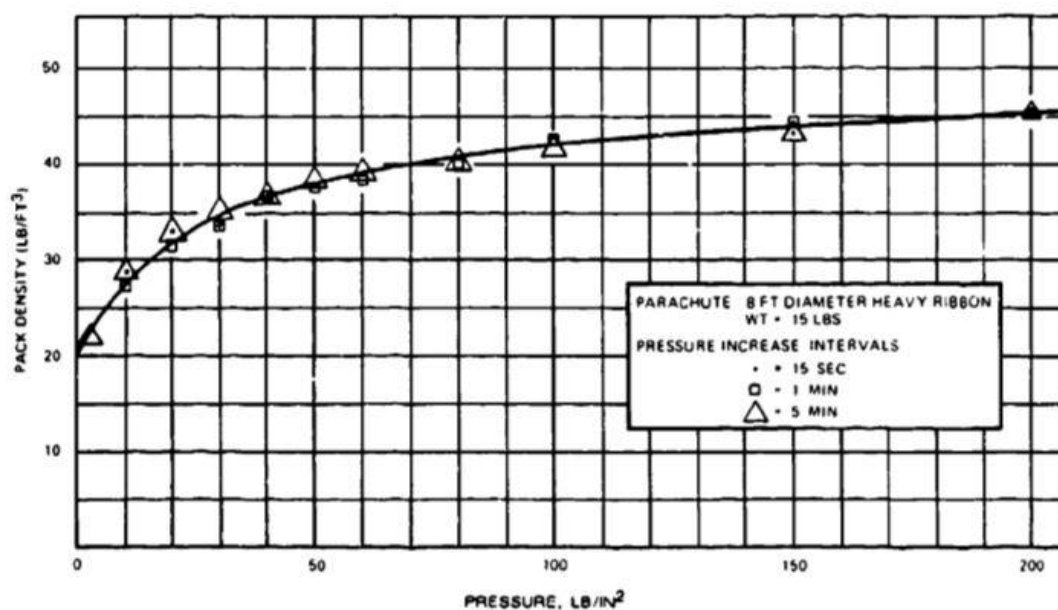


Figura 3-6. Relación entre la densidad de empaquetamiento y la presión.

Esta gráfica muestra que existe un límite en la densidad de empaquetamiento cercano a los 45lb/ft^3 , de forma que un aumento de la presión ejercida sobre el sistema no refleja un aumento de la densidad. Este punto es clave, ya que si el volumen fijo disponible requiere una densidad de empaquetamiento superior a este límite, será necesario rediseñar el sistema y disminuir el tamaño de los componentes principales. A su vez, este límite es el que permite minimizar el volumen necesario para el almacenaje del sistema de recuperación principal, aunque puede suponer un desembolso económico mayor para disponer de la tecnología necesaria para alcanzar los valores de presurización que lo hacen posible, de nuevo es necesario alcanzar una solución de compromiso.

4 CASO PRÁCTICO: PROCESO DE DISEÑO

La extensión de este capítulo está dedicada a la aplicación del método de diseño definido en el capítulo anterior, con la finalidad de ejemplificar y clarificar los estudios que deben llevarse a cabo en profundidad para la selección de algunas de las características del sistema que no pueden ser seleccionadas mediante la aplicación directa de una ecuación o gráfica y, a su vez, mostrar la validez del proceso de diseño.

4.1 Encargo y condiciones

El encargo viene precedido por la necesidad y los resultados favorables del estudio viabilidad llevado a cabo por el cliente sobre la incorporación a su vehículo de un sistema de recuperación que permita el descenso controlado del mismo, tanto en operación normal, en caso de inexistencia de un sistema de aterrizaje convencional, como en caso de fallos o emergencias. Es por tanto un dato de partida la definición de la propia aeronave, sus características y perfil de vuelo a estudiar.

4.1.1 Especificaciones del RPAS

La aeronave en estudio presenta las características tipo de los RPAS pertenecientes a la clase II, de categoría táctica, en particular, es una aeronave destinada al reconocimiento táctico de gran precisión, permitiendo obtener en tiempo real y de forma remota imágenes en casi cualquier situación climática del planeta. Sus características básicas son su peso (161 kg), techo en servicio (3500m) y una autonomía de vuelo de 6 horas. El resto de características con relevancia para la definición de la aeronave aparecen en la Tabla 4-1 a continuación.

Tabla 4–1. Características del RPAS

Longitud	2.25 m
Peso en despegue	161 kg
Carga de pago	35 kg
Máxima velocidad de vuelo	220 km/h
Típica velocidad de vuelo	150 km/h
Autonomía	6 h
Techo en servicio	3500 m sobre el nivel del mar
Envergadura	3.42 m
Rango de control remoto	180 km
Estructura	Acero y material compuesto

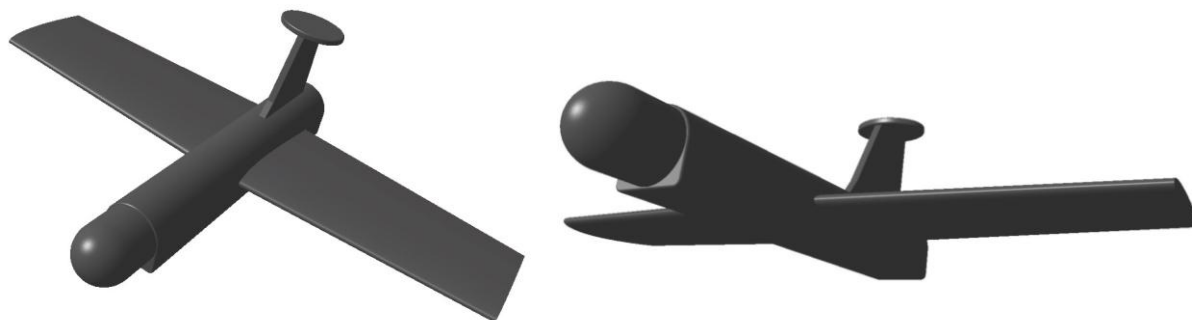


Figura 4-1. Recreación en CAD del RPAS de estudio.

4.1.2 Requisitos de diseño

Los requisitos, tanto aquellos impuestos por el cliente como los definidos por criterios de diseño, suponen un punto fundamental en el desarrollo del diseño, ya que van a definir muchas de las características del sistema de recuperación y las necesidades a cumplimentar para la correcta realización del encargo. La lista de requisitos está formada tanto por especificaciones definidas por el cliente, como por valores y rangos de valores que se consideran y asumen adecuados para el diseño.

La función principal del sistema de recuperación es permitir la recuperación de la aeronave en perfecto estado tras la finalización de su operación, por ello es necesario realizar un estudio de la fuerza o desaceleración que puede soportar tras el impacto contra el suelo. Esta variable depende del tipo de sistema embarcado que posea cada aeronave y se expresa en unidades de aceleración, en particular se expresa en múltiplos de la aceleración de la gravedad (g).

Los rangos característicos de aceleraciones aceptables de los diferentes sistemas que se encuentran en la aeronave de estudio se presentan en la Tabla 4-2, que han sido recogidos de la Referencia [1].

Tabla 4-2. Rangos de deceleración de impacto aceptables.

Estructura	20-30 g
Equipo de telemetría	20-25 g
Equipo electrónico de precisión	5-10 g

Para evitar daños en los equipos de obtención de imágenes de precisión, la deceleración de impacto de diseño que se supondrá como requisito será de 8g durante la realización del estudio. Ya que supone un valor lo suficientemente bajo como para que ninguno de los sistemas embarcados sufra daño alguno.

El impacto al que se somete a la aeronave al tomar tierra es fuertemente dependiente de la velocidad de descenso que la caracteriza, por lo general los valores típicos de la velocidad de descenso de las aeronaves con características similares oscilan entre 15 y 30 ft/s (4.572-9.144 m/s). Por ello, tomando un valor restrictivo dentro de este rango y asumiendo que cuanto menor sea la velocidad de descenso, menor es la deceleración de impacto o menores son las exigencias del sistema de atenuación de impacto, la velocidad de descenso de diseño será de 20 ft/s (6.096 m/s).

El perfil de vuelo de la aeronave permite seleccionar el resto de variables que definen la misión y las características de activación e inicio de la fase de recuperación, por ello es fundamental definirlo unívocamente. La aeronave realiza un vuelo sostenido y estable, a una altitud variable que nunca superará los 3500 m de altitud sobre el nivel del mar, por ello se basa el estudio sobre un vuelo a altitud media de 2000 m y una altitud de recuperación estándar de 1500m. La velocidad media, y por tanto de recuperación, es de 150 km/h, teniendo en cuenta que la velocidad máxima posible de la aeronave es de 220 km/h.

En cuanto a los requisitos estructurales se basan principalmente en límites de fuerzas de transmisión entre el sistema y la aeronave y los puntos de anclaje y su posicionamiento. El sistema debe fijarse a la aeronave mediante dos puntos de unión, ligeramente retrasados respecto a su centro de gravedad, lo que posibilita mantener una posición de cabeceo positivo que permite evitar impactos indeseados en los equipos de grabación, situados en la zona delantera. Las fuerzas máximas que debe soportar la estructura del vehículo quedan acotadas de forma máxima por un valor de 1000lb (4448.222 N). Además, el sistema debe ser diseñado para albergar el mínimo volumen posible, existiendo un volumen disponible de 0.7 ft³ (0,0198218 m³) situado en la zona superior del fuselaje, disponiendo además de un espacio más reducido en la zona inferior destinado al posible uso del sistema de atenuación de impacto en cualquiera de sus modalidades.

Tabla 4–3. Tabla resumen de los requisitos de diseño

Velocidad de descenso	20 ft/s (6.096 m/s)
Velocidad de recuperación	80 Knots-41,148 m/s
Velocidad recuperación altitud	70-80 KEAS
Desaceleración de impacto	8 g
Altitud de recuperación	5000 ft (1524m)
Distancia máxima a tierra	10000ft (3048m)
Fuerza máxima permitida	1000 lb (4448.222N)

4.2 Sistema de recuperación principal

El diseño del sistema de recuperación principal, incluyendo principalmente el de la campana del paracaídas, será el que esté más condicionado por el conjunto de requisitos del cliente y por la necesidad de suponer un sistema que asegure el descenso seguro de la aeronave.

4.2.1 Selección del tipo de paracaídas

Una vez quedan definidos los requisitos necesarios para el diseño, puede comenzar la selección de la geometría que caracterizará el sistema completo de paracaídas, siempre y cuando se tenga suficiente información para tomar esta decisión.

La selección de la geometría de la campana puede acotarse a las familias que aparecen en la Figura 4-2, donde se muestran los paracaídas especializados para las misiones de descenso controlado de cualquier tipo de carga.

Acotando en primer lugar por aquellos que presentan un mayor coeficiente de resistencia, la lista de los tipos de paracaídas a estudiar queda formada por: triconical/policonical, extended skirt 10% flat, extended skirt 14.3% full, annular, cross section y ringsail. El siguiente criterio a seguir es el coeficiente de fuerzas, ya que en el caso de los paracaídas tri/polyconical el valor del coeficiente de fuerzas de apertura para una masa infinita C_x es superior al resto, con un valor de 1.8 frente al 1.4 que continúa la lista y hasta un 1.1 del tipo ringsail, este tipo de paracaídas puede descartarse. Además el criterio de estabilidad, que se aplicará a continuación para el resto de los paracaídas también muestra que el ángulo de oscilación típico para este tipo de campanas es mucho mayor que el que caracteriza, por ejemplo los annular o de sección en cruz (cross section).

El criterio de estabilidad, mostrado en la Figura 4-2 mediante el ángulo de oscilación medio, debe ser tenido en cuenta ya que aunque para diferentes finalidades, como pueden ser la recuperación de tropas o paracaídas dedicados a fines recreativos, los paracaídas que presentan un amplio rango de oscilación pueden favorecer el manejo y los ángulos de giro, en el caso de estudio prima la estabilidad, es decir minimizar el ángulo de oscilación de los paracaídas. Por tanto quedan tres tipos de paracaídas a estudiar en fondo: annular, cross section y ringsail.

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_u}$	INFLATED SHAPE $\frac{D_p}{D_o}$	DRAG COEF C_{D_u} RANGE	OPENING FORCE COEF C_X (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE						
FLAT CIRCULAR			1.00	0.67 TO 0.70	0.75 TO 0.80	-1.7	±10 TO ±40	DESCENT, OBSOLETE
CONICAL			0.93 TO 0.95	0.70	0.75 TO 0.90	-1.8	±10 TO ±30	DESCENT, M < 0.5
BICONICAL			0.90 TO 0.95	0.70	0.75 TO 0.92	-1.8	±10 TO ±30	DESCENT, M < 0.5
TRICONICAL POLYCONICAL			0.90 TO 0.95	0.70	0.80 TO 0.96	-1.8	±10 TO ±20	DESCENT, M < 0.5
EXTENDED SKIRT 10% FLAT			0.86	0.66 TO 0.70	0.78 TO 0.87	-1.4	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5
EXTENDED SKIRT 14.3% FULL			0.81 TO 0.85	0.66 TO 0.70	0.75 TO 0.90	-1.4	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5
ANNULAR			1.04	0.94	0.85 TO 0.95	-1.4	< 6	DESCENT, M < 0.5
CROSS			1.15 TO 1.19	0.65 TO 0.72	0.60 TO 0.85	1.1 TO 1.2	0 TO -3	DESCENT, DECELERATION
RINGSAIL			0.84	0.69	0.75 TO 0.85	-1.10	±5 TO ±10	DESCENT, M < 0.5

Figura 4-2. Listado de paracaídas de descenso y sus características. Referencia [1]

Los paracaídas de la familia ringsail surgen como una modificación del tipo ringslot, pero a diferencia de estos, se caracteriza por su buen comportamiento como paracaídas de descenso para bajas velocidades pero empeora eficiencia cuando forma parte de los conjuntos de paracaídas llamados "cluster", conjuntos formados por dos o más paracaídas que funcionan de forma conjunta. La principal desventaja de este tipo de paracaídas es que su diseño y las pruebas realizadas están enfocadas a aeronaves de gran tamaño y su uso como sistema de descenso de aeronaves está acotado al uso espacial como medio de descenso principal de las naves Mercury, Apollo y Gemini. Además su geometría se caracteriza por los espacios y la separación entre cada uno de los anillos que forman la campana del paracaídas, lo que dificulta su diseño y fabricación, aumentando su coste.

Las campanas de tipo anular o también llamados paracaídas del tipo airfoil, se caracterizan por su alto coeficiente aerodinámico pero su uso para la desaceleración y descenso de aeronaves en pleno vuelo queda limitada a su uso conjunto con otros tipos de paracaídas, normalmente del tipo ringsail o ringslot, que ocupen la zona central de la campana, vacía, característica de este tipo de paracaídas. Por tanto, dado el aumento de complejidad que supone la unión, el diseño y el estudio de las características de este tipo de configuraciones, queda descartado.

Por tanto, el este primer diseño del sistema de recuperación, queda caracterizado por un paracaídas principal cuya campana tendrá forma en cruz (cross section). Los paracaídas de sección en cruz presentan un alto coeficiente de rozamiento y son ampliamente utilizados por su fácil diseño. Es el diseño del toldo del

paracaídas y en particular el ratio entre las medidas de longitud y anchura de las bandas, que conforman la cruz, lo que caracteriza el comportamiento tanto de generación de resistencia como de estabilidad angular del sistema. La geometría y los efectos de porosidad serán detallados con posterioridad, una vez se conozca el tamaño y medidas del paracaídas. Este tipo de paracaídas tiene una amplia trayectoria en el uso de desaceleración de aeronaves y RPAS de características similares a las del caso de estudio.

4.2.2 Geometría del paracaídas principal

El sistema queda finalmente definido por un único paracaídas principal de campana de sección en cruz, cuyo coeficiente de resistencia varía entre 0.6 y 0.85, siendo este valor máximo el objetivo del diseño al completo de la geometría del mismo.

La finalidad de este desarrollo es obtener un valor del diámetro nominal o del conjunto de características geométricas de la campana, haciendo uso de las ecuaciones 3-4 a la 3-7.

La velocidad de descenso a nivel del mar es:

$$V_{eo} = V_e \sqrt{\frac{\rho}{\rho_o}} = 20 \text{ ft/s} \sqrt{\sigma} \quad (4-1)$$

Donde el valor de σ para la altitud de recuperación seleccionada de 5000 ft es 0.9283 y la velocidad de descenso a nivel del mar resultante es:

$$V_{eo} = \frac{20 \text{ ft}}{\text{s}} 0.9283 = 19.269 \frac{\text{ft}}{\text{s}} (5.873 \text{ m/s}) \quad (4-2)$$

La variación de la densidad y la presión dinámica se tiene en cuenta al introducir el valor corregido de la velocidad en la ecuación 3-6.

$$q = \frac{19.2691^2}{841.4} = 0.441 \text{ lb/ft}^2 (21.115 \text{ Pa}) \quad (4-3)$$

Para realizar el descenso con la velocidad de descenso seleccionada, será necesaria una área de resistencia de valor:

$$CdS_o = \frac{Wm}{q} = \frac{355}{0.4413} = 804.466 \text{ ft}^2 (74,737 \text{ m}^2) \quad (4-4)$$

Por lo tanto, una vez seleccionado el tipo de paracaídas y el rango de valores que pueden obtenerse con la forma de la campana, queda fijado el valor de Cd como 0.84 y a su vez puede obtenerse el valor de la superficie de la campana:

$$S_o = \frac{CdS_o}{Cd} = \frac{804.466}{0.84} = 957.697 \text{ ft}^2 (88.973 \text{ m}^2) \quad (4-5)$$

Esta superficie va a ser la referencia para marcar las dimensiones geométricas de la campana de forma en cruz, pero a diferencia de las formas circulares, no tiene sentido obtener el diámetro nominal, sino la longitud de los brazos de la cruz. La figura 4-3 muestra un esquema de la geometría básica de la familia de paracaídas de cross section.

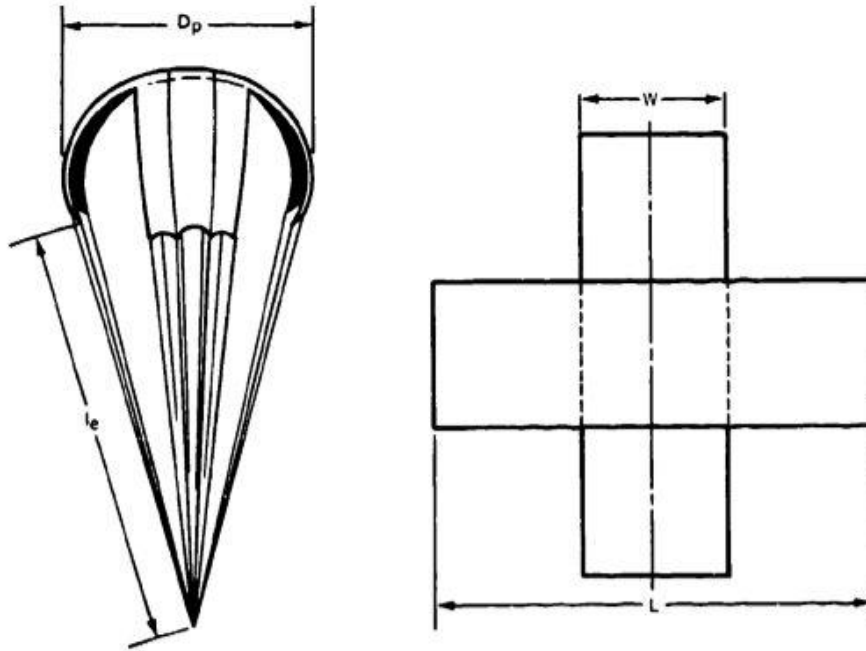


Figura 4-3. Geometría básica de un paracaídas de sección en cruz.

La geometría de la campana queda definida por la longitud y anchura de los brazos de la cruz, L y w respectivamente. Además la relación de aspecto que guardan entre ambos tendrá un impacto importante sobre la generación de resistencia y la estabilidad del paracaídas, que será estudiado en detalle más adelante.

Definiendo la relación de aspecto geométrica R_G como w/L , la longitud L puede obtenerse a partir de la superficie S_o como:

$$S_o = 2Lw - w^2 = 2R_G L^2 - L^2 R_G^2 \quad (4-6)$$

De donde puede despejarse la longitud L :

$$L = \sqrt{\frac{S_o}{2R_G - R_G^2}} \quad (4-7)$$

El estudio del radio geométrico ha sido realizado en base a los resultados del documento de Referencia [3]. En este documento se detalla la incidencia de la variación de la geometría de la sección en planta, para tres casos diferentes de radio geométrico, sobre la generación de resistencia y la estabilidad de cada uno de estos paracaídas, variando además la longitud y forma de los cuerpos a los que quedan unidos. Además presenta un estudio de la variación las características aerodinámicas con la porosidad del material que conforma la campana, por tanto este documento sirve como base para establecer tanto criterios geométricos como de fabricación.

$\frac{W}{L}$	Nominal Porosity	Geometric Porosity	Effective Porosity C	α_{stable} (degrees)	$C_{T\alpha}$ stable	$\left. \frac{dC_M}{d\alpha} \right _{\alpha=0}$ deg ⁻¹
FREE STREAM						
.333	9 - 11	29.3%	.0027	$\pm 16^\circ$.86	+ .026
.333	60 - 90	29.3%	.0141	$\pm 13^\circ$.83	+ .021
.333	120	29.3%	.0414	0	.75	- .008
.264	9 - 11	41.7%	.0027	0	.84	- .011
.264	60 - 90	41.7%	.0141	0	.79	- .013
.264	120	41.7%	.0414	0	.67	- .018
.264	194	41.7%	.0893	0	.67	- .014
.194	9 - 11	55.3%	.0027	0	.78	- .052
.194	60 - 90	55.3%	.0141	0	.76	- .045
.194	120	55.3%	.0414	0	.64	- .026

Figura 4-4. Resultados de la influencia de la geometría y porosidad. Referencia [3]

En base a los datos de la Referencia [3], resumidos en la Figura 4-4, puede concluirse que un aumento del radio geométrico supone un aumento del coeficiente de resistencia pero a su vez también supone un aumento de la inestabilidad del sistema. De los tres casos estudiados en los que el valor de R_G es de 0.333, 0.264 y 0.194, el valor escogido para la geometría de la campana de diseño es el de 0.264, ya que unido a una porosidad nominal de 9-11 ft³/ft²-min proporciona un valor de coeficiente de resistencia de 0.84. La variación con la porosidad se muestra con mayor claridad en la Figura 4-5, donde además muestra el incremento del coeficiente de resistencia con el aumento del ángulo de ataque de la corriente incidente con la campana, alcanzando valores de 0.9 para ángulos de ataque entre 5 y 10 grados.

Una vez seleccionado el radio geométrico puede definirse por completo la geometría de la campana:

$$L = \sqrt{\frac{S_o}{2R_G - R_G^2}} = \sqrt{\frac{957.697}{2(0.264) - 0.264^2}} = 45.713 \text{ ft} \approx 46 \text{ ft} (14 \text{ m}) \quad (4-8)$$

$$w = L R_G = 46 \cdot 0.264 = 12.144 \text{ ft} \approx 12.2 \text{ ft} (3.72 \text{ m}) \quad (4-9)$$

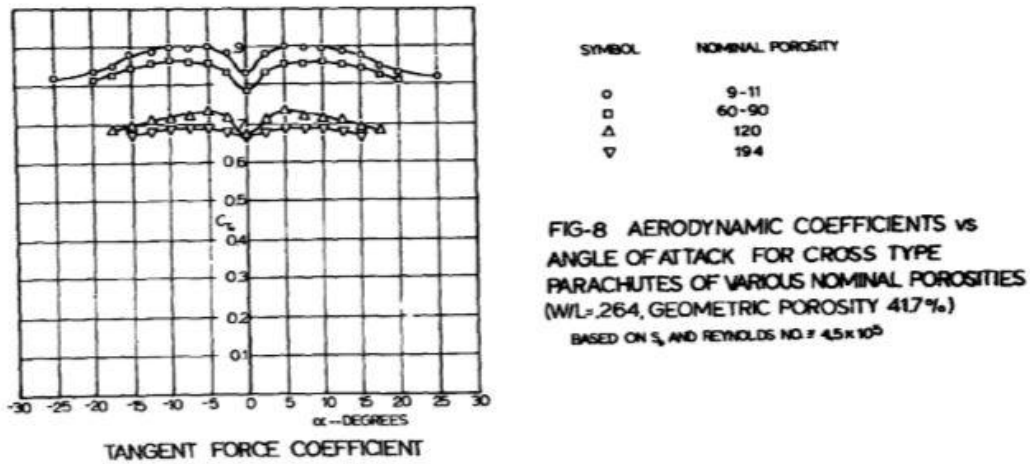


Figura 4-5. Variación de C_d con la porosidad y el ángulo de ataque.

Por último, hay que definir la longitud y número de las líneas de suspensión que unen la campana con el vehículo. La conclusión obtenida de las diferentes pruebas presentadas en la Referencia [4] certifica que un aumento del número de líneas de suspensión aparece acompañado de un aumento del coeficiente de rozamiento característico de la campana. En cuanto a su variación con la velocidad, para los sistemas de 8 líneas de suspensión no se aprecia un aumento del coeficiente de rozamiento con el aumento de velocidad, al contrario que para los casos de 16 y 24, para los que sí se aprecia dicho aumento. El coeficiente de resistencia también aumenta con el aumento de la longitud de las líneas de suspensión, sin embargo hay que tener en cuenta que un aumento tanto del número de líneas de suspensión como de su longitud conlleva un aumento en el peso global del sistema. Estos resultados se muestran en la Tabla 4-4 y la Fig 4-7.

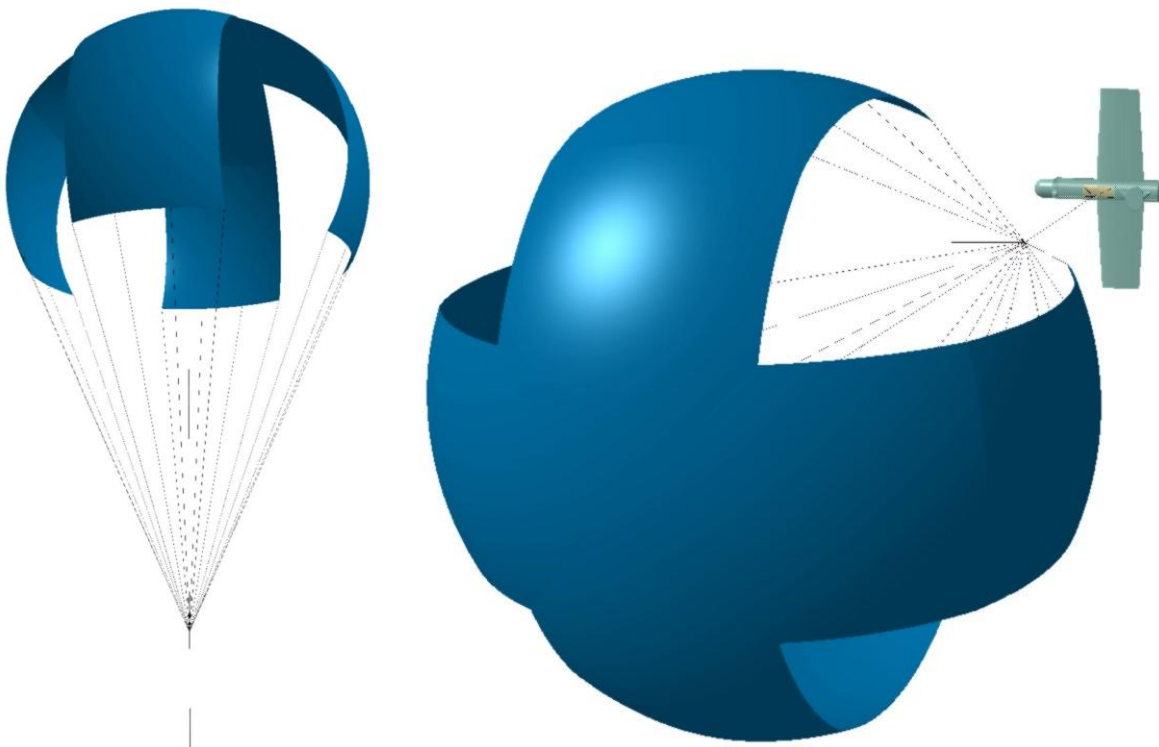
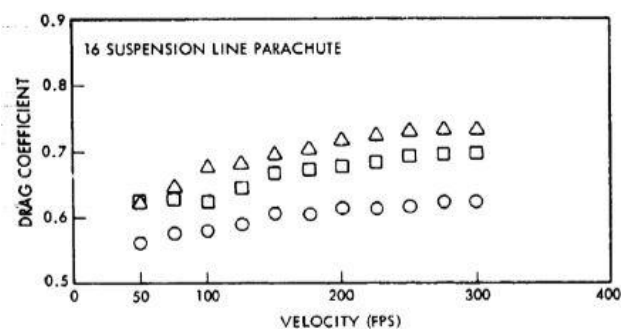
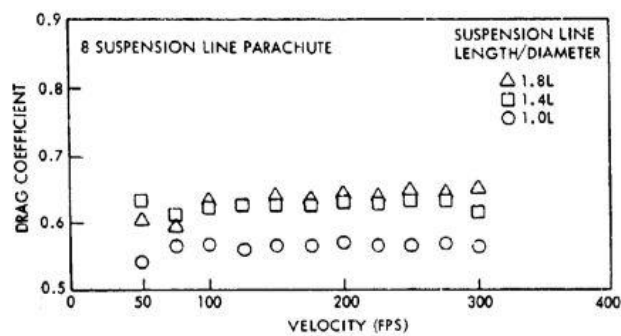


Figura 4-6. Modelado en CAD del paracaídas principal

Teniendo en cuenta una relación de compromiso entre el aumento de la resistencia y el aumento de peso y complejidad del sistema y analizando los resultados puede observarse que la diferencia entre un diseño con 16 líneas de suspensión y uno con 8 presenta un mayor incremento de las prestaciones aerodinámicas que el que pueda suponer aumentar el número de líneas de suspensión de 16 a 24. Del mismo modo, una distancia de 1.4L proporciona incluso un mayor coeficiente de rozamiento para velocidades bajas que las líneas de suspensión de longitud 1.8L y para aquellas velocidades en las que no se cumple, la diferencia es menor que la existente entre los casos de 1.0L y 1.4L. Por estos motivos el diseño del paracaídas principal estará formado por 16 líneas de suspensión de una longitud 1.4L, o lo que es lo mismo, 64.4 ft (19.629 m).

Tabla 4-4. Influencia de las líneas de suspensión en el coeficiente de resistencia.

VELOCITY V	DYNAMIC PRESSURE q	DRAG COEFFICIENT								
		8 SUSPENSION LINES			16 SUSPENSION LINES			24 SUSPENSION LINES		
		SUSPENSION LINE LENGTH			SUSPENSION LINE LENGTH			SUSPENSION LINE LENGTH		
		CANOPY DIAMETER			CANOPY DIAMETER			CANOPY DIAMETER		
1.0 L	1.4 L	1.8 L	1.0 L	1.4 L	1.8 L	1.0 L	1.4 L	1.8 L		
50	2.973	0.540	0.632	0.604	0.561	0.620	0.620	0.595	0.645	0.670
75	6.689	0.566	0.611	0.610	0.577	0.629	0.646	0.587	0.645	0.680
100	11.892	0.568	0.625	0.635	0.580	0.624	0.677	0.598	0.661	0.704
125	18.582	0.560	0.627	0.638	0.589	0.644	0.681	0.603	0.682	0.721
150	26.758	0.566	0.627	0.641	0.605	0.667	0.694	0.613	0.700	0.738
175	36.420	0.568	0.629	0.637	0.603	0.672	0.701	0.626	0.704	0.749
200	47.569	0.570	0.633	0.645	0.613	0.679	0.715	0.638	0.714	0.757
225	60.602	0.566	0.627	0.642	0.617	0.685	0.724	0.641	0.715	0.762
250	74.327	0.568	0.631	0.650	0.616	0.692	0.730	0.651	0.726	0.775
275	89.936	0.570	0.633	0.645	0.624	0.695	0.732	0.658	0.729	0.774
300	107.031	0.568	0.615	0.654	0.625	0.698	0.733	0.662	0.729	0.779



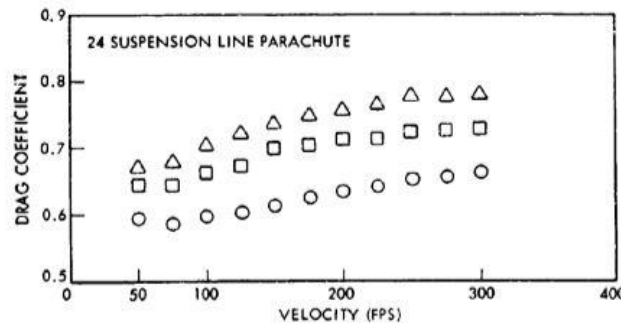


Figura 4-7. Variación de C_d con la velocidad y las líneas de suspensión.

4.2.3 Sistema de extracción

Para la selección y diseño del sistema de extracción se ha seguido por completo el apartado dedicado a esta finalidad en el capítulo 3. El tipo de paracaídas seleccionado es un ringslot, cuyas características aparecen en la tabla del ANEXO, a continuación se detallan los cálculos realizados para obtener sus datos geométricos.

Para seleccionar la relación entre las áreas resistentes del paracaídas principal y el de extracción se ha utilizado la tabla 3-3, en este caso la velocidad de despliegue del sistema oscila entre 70 y 90 KEAS, por lo que la relación seleccionada es 0.03. Por tanto el área resistente del paracaídas de extracción será:

$$C_d S_{EP} = 0.03 C_d S_{MP} = 0.03 \cdot 804.466 \text{ ft}^2 = 24.134 \text{ ft}^2 (2.242 \text{ m}^2) \quad (4-10)$$

El coeficiente de resistencia que caracteriza este tipo de paracaídas oscila entre 0.59 y 0.65, pero es posible aumentar este valor máximo hasta un 10% aumentando la longitud de las líneas de suspensión hasta que esta longitud sea el doble del diámetro nominal de la campana. Pero hay que tener en cuenta el efecto de la perturbación de la corriente que produce el cuerpo que precede al paracaídas, en este caso el RPAS. Por tanto una buena estimación tras la penalización en la incidencia del flujo de aire puede ser un valor de coeficiente de resistencia de 0.62.

Esto permite calcular el diámetro nominal del paracaídas de extracción a partir del área de resistencia:

$$S_O = \frac{C_d S_{EP}}{C_d} = \frac{24.134 \text{ ft}^2}{0.62} = 38.926 \text{ ft}^2 (3.616 \text{ m}^2) \quad (4-11)$$

$$D_O = \sqrt{4S_O / \pi} = 7.03 \text{ ft} (2.142 \text{ m}) \quad (4-12)$$

Por último queda la longitud de las líneas de suspensión haciendo uso del área equivalente del cuerpo que precede al paracaídas, S_{FB} , que en nuestro caso es 2.195 ft². El diámetro equivalente de este área es:

$$D_{FB} = \sqrt{4S_{FB} / \pi} = 1.674 \text{ ft} (0.51 \text{ m}) \quad (4-13)$$

Aplicando la regla de que la longitud de líneas de suspensión deben ser 6 veces el diámetro D_{FB} :

$$L_{FB} = 6D_{FB} = 10.04 \text{ ft} (3.06 \text{ m}) \quad (4-14)$$

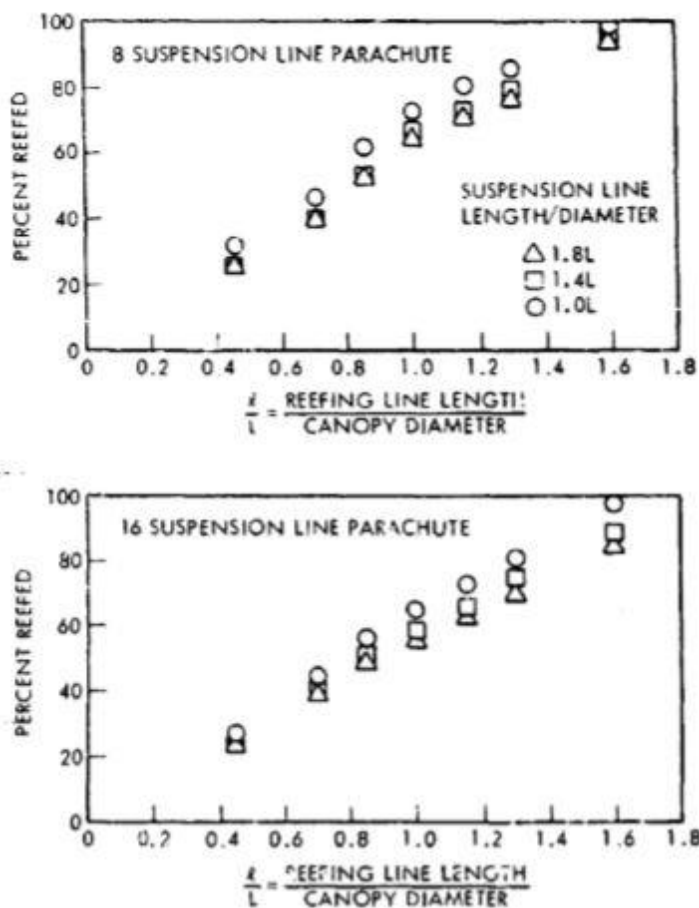
Luego el paracaídas de extracción será un ringslot de 7.1 ft (2.164 m) de diámetro nominal con unas líneas de suspensión y de anclaje a la aeronave cuya longitud total desde el punto más retrasado del fuselaje hasta el inicio del paracaídas sea de 10ft (3.048m).

4.2.4 Sistema de reefing

El sistema de reefing, tal y como se presentó con anterioridad, permite controlar uno de los puntos críticos de operación del sistema de paracaídas, el proceso de apertura e inflado de la campana, además es un sistema eficaz para evitar el sobreinflado y el colapso del mismo.

Para definir las características del proceso de reefing de este sistema, los datos se han basado en los resultados del estudio presentados en la Referencia [4], donde se estudia en detalle la relación existente entre el porcentaje de reefing deseado para proceso de una o varias etapas, y la longitud de las líneas de reefing que permiten obtenerlo para campanas de 8, 16 y 24 líneas de suspensión y el mismo radio geométrico que ha sido seleccionado, 0.264.

La fig 3-7 muestra la longitud que debe tener las líneas de reefing para obtener el porcentaje de reefed que permita mantener dentro de los límites las fuerzas de apertura. En este caso el valor seleccionado de reefing es de 40%, lo cual para el caso de un paracaídas con 16 líneas de suspensión y una longitud de las mismas de 1.4L se corresponde con la segunda gráfica, consiguiéndose con una longitud de las cuerdas de reefing de 0.7L o lo que es lo mismo 32.2 ft. La validez de esta selección será comprobada más adelante en el cálculo de las fuerzas generadas durante la apertura.



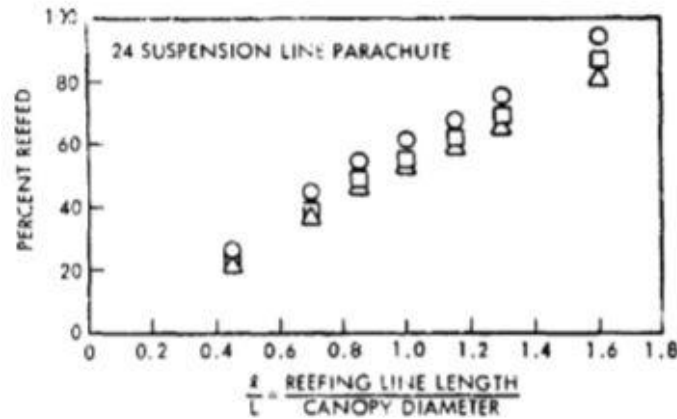


Figura 4-8. Relación entre el porcentaje y la longitud de las líneas de reefed. Referencia[4].

El sistema de reefing elegido para este proceso es un skirt reefing de una sola etapa y controlado por un temporizador y las cuchillas posicionadas a lo largo de las líneas de reefing. El temporizador está programado para activarse cuando se produzca el llenado completo y terminar la etapa de reefing transcurrido el tiempo programado y que se corresponde con el necesario para que el sistema sea eficiente. Este tiempo de reefing puede calcularse con la siguiente expresión:

$$t_R = \frac{n L}{v_R} \sqrt{\frac{CdS_R}{CdS_o}} = \frac{8.7 \cdot 46}{135} \sqrt{0.4} = 1.875s \approx 2s \quad (4-15)$$

4.2.5 Análisis de fuerzas

El análisis de las fuerzas máximas generadas aquí presentado tiene la finalidad de asegurar que dichas fuerzas no superan la fuerza máxima marcada como requisito de diseño y que se corresponde con una fuerza de 1000lb. El análisis aquí desarrollado se conforma de un primer cálculo realizado para un proceso de apertura en el que no existe el sistema de reefing detallado anteriormente y la comparación de la fuerza obtenida con el máximo de diseño, para finalizar con los cálculos con el sistema completo.

Para comenzar, se calcula la presión dinámica máxima, q_o , que tiene lugar para una velocidad de 80 Knots, a una altitud de 5000ft.

$$q = \frac{\rho}{2} v^2 = \frac{v^2}{x} = \frac{80^2}{295.9} = 21.629 \frac{lb}{ft^2} (1035.459 Pa) \quad (4-16)$$

El factor X_1 se obtiene como función de la carga de la campana, que para el caso libre sin reefed es:

$$\frac{W}{CdS} = \frac{355 lb}{804.466 ft^2} = 0.441 lb/ft^2 (21.115 Pa) \quad (4-17)$$

Para un valor de carga de campana de 0.441, puede asumirse un valor de X_1 de 0.055. Luego haciendo uso de la ecuación 3-17 el valor de la fuerza de apertura es:

$$F_o = 804.446 \cdot 21.629 \cdot 1.2 \cdot 0.055 = 1148.357 lb (5108.146 N) \quad (4-18)$$

La cual supera la fuerza máxima de diseño de 1000lb. Por lo tanto es necesario, tal y como se diseñó anteriormente, un sistema de reefed que permita disminuir las fuerzas de apertura y mantenerlas por debajo de

este máximo.

Para un porcentaje de reefed donde la área de resistencia es el 40% de la área de resistencia del paracaídas principal, la carga de campana tiene un valor:

$$\frac{W}{CdS_R} = \frac{355 \text{ lb}}{0.4 \cdot 804.466 \text{ ft}^2} = 1.103 \text{ lb/ft}^2 (52,812 \text{ Pa}) \quad (4-19)$$

Para este valor, la fig 3-9 proporciona una estimación de X_1 igual a 0.11, por lo que la fuerza generada en este caso será:

$$F_R = 0.4 \cdot 804.446 \cdot 21.629 \cdot 1.2 \cdot 0.11 = 918.71 \text{ lb} (4086.626 \text{ N}) \quad (4-20)$$

Este método de reefing permite disminuir la fuerza generada durante el llenado de la campana desde valores superiores al máximo hasta un valor casi un 10% menor al máximo. Posibilitando el despliegue en una única etapa de reefing.

Una vez se ha producido el llenado completo de la campana en reefed y ha transcurrido el tiempo estimado de 2s para que este proceso sea eficiente, se produce la acción de disreef, la cual consiste en la activación de las cuchillas que rodean las líneas de reefing y permiten el llenado total de la campana. Para poder evitar el cálculo que conlleva evaluar la trayectoria del sistema durante el proceso de llenado, se supone que el disreef coincide con el punto en el que la presión dinámica es un 20% mayor que la presión dinámica terminal de disreef, coincidiendo esta con la carga de la campana al final del proceso de reefing.

$$q_{DR} = 1.2 \cdot \frac{W}{CdS_R} = 1.2 \cdot \frac{355 \text{ lb}}{0.4 \cdot 804.466 \text{ ft}^2} = 1.323 \text{ lb/ft}^2 (63.346 \text{ Pa}) \quad (4-21)$$

La carga de la campana para esta nueva etapa es:

$$CdS_{DR} = CdS_{MP} - CdS_R = 804.466 - 321.787 = 482.679 \text{ ft}^2 (44.842 \text{ m}^2) \quad (4-22)$$

Siendo el valor de X_1 asociado a esta carga 0.08, por lo que la fuerza resultante será:

$$F_{DR} = 482.679 \cdot 1.323 \cdot 1.2 \cdot 0.08 = 61.304 \text{ lb} (272.694 \text{ N}) \quad (4-23)$$

Los resultados abalan el uso de este sistema, ya que la fuerza generada durante la apertura total del paracaídas ha supuesto una disminución del 94.66%, mientras que el pico de fuerza se ha reducido en un 20%, de 1148.357 lb a 918.71 lb, reducción que hace viable la instalación del sistema al completo.

4.3 Sistema de atenuación de impacto

Sustituyendo los valores característicos de los requisitos de diseño en la ecuación 3-18, velocidad de descenso, la desaceleración y un valor de velocidad de impacto permitida de 0.2ft/s, la distancia de frenado es:

$$s = \frac{20^2 - 0.2^2}{2 \cdot 32.174 \cdot (8 \cdot 0.68 - 1)} = 1.3999 \text{ ft} = 16,798 \text{ in} \approx 16.8 \text{ inches} (0.427 \text{ m}) \quad (4-24)$$

Haciendo uso de la Figura 3-5, puede observarse que los sistemas de atenuación de impacto por cohete o propulsión permiten disminuir el impacto hasta 5g, mientras que los airbags trabajan con valores cercanos a los 10g. Sin embargo dado que la desaceleración requerida por diseño es de 8g y la distancia de frenado efectiva debe ser igual o menor a la obtenida anteriormente, 16.8 in, el sistema por cohete debe ser desechado ya que para la misma velocidad de descenso los valores típicos de distancia de frenado son cercanos al doble del valor establecido, 30in. Por tanto, ya que el sistema de airbags cumple todos los requisitos e incluso mejora

la distancia necesaria para su uso, será el sistema de atenuación de impacto seleccionado.

El diseño final del sistema de atenuación consiste en dos bolsas airbags diferenciadas y situadas en la zona inferior del fuselaje, distribuidas a lo largo del eje longitudinal de la aeronave. Ambos airbags son idénticos en cuanto a diseño, siendo su altura 1.25 veces el diámetro del mismo para asegurar su correcto funcionamiento. Las dimensiones son 20 in (0.508 m) de altura y 16.5 in (0.419 m) de diámetro, espaciados 42 in (1.067 m) a lo largo del fuselaje. Ambos compartimentos son inflados mediante bombas de nitrógeno a 3000psi en una combinación de 50% nitrógeno y 50% aire.

El sistema está programado para abrir los airbags cuando los paracaídas estén completamente abiertos y comenzar una compresión cuando se produzca el contacto contra la superficie de aterrizaje. El proceso de inflado comienza con la apertura de las compuertas que sellan el compartimento donde se almacenan los airbags, dando paso al inflado por presión y manteniéndose presurizados durante todo el descenso. Una vez finalizada la misión los airbags y su sistema de almacenamiento deben ser retirados para su reemplazo, hecho por el cual deberán ser fácilmente desmontables e independientes de la aeronave.

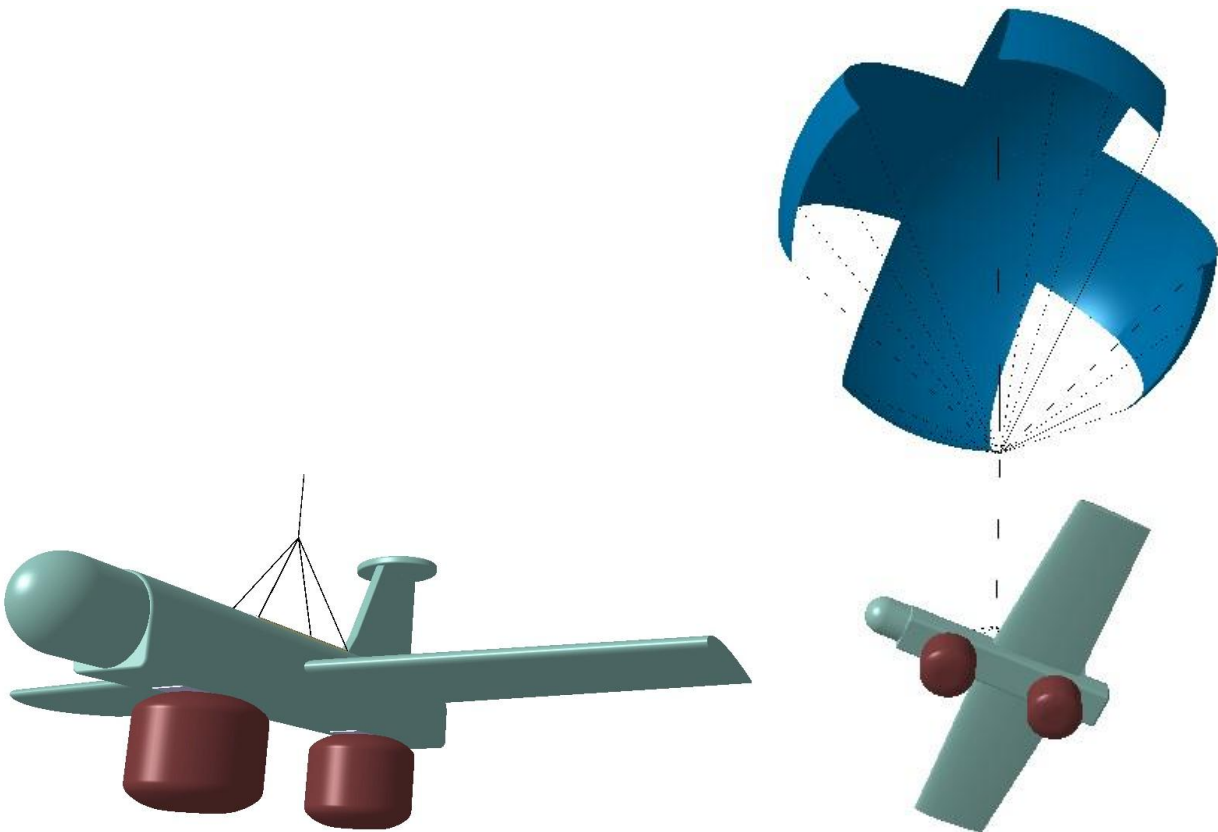


Figura 4-9. Sistema de airbags diseñado en CAD

4.4 Integración con la aeronave

El diseño del sistema al completo debe ser tal que su influencia con las características aerodinámicas y de actuación de la aeronave sean lo menor posible. Es por ello por lo que los compartimentos y volúmenes que ocupa el sistema dentro del fuselaje y la geometría de la misma no modifican el centro de gravedad del mismo, previo estudio del cliente.

4.4.1 Materiales y fabricación

Los requisitos de minimización del peso total del sistema y de fiabilidad estructural hacen de la selección del material de fabricación del sistema un punto fundamental del diseño. Las características mecánicas que ofrezcan cada uno de ellos tendrá influencia en el funcionamiento en misión y la actitud del paracaídas definiendo sus características aerodinámicas y geométricas, su peso, el tipo de sistema de almacenamiento y presurización, así como la viabilidad y validez del diseño seleccionado. La porosidad, tenacidad, límites de rotura y densidad del propio material serán las bases para la selección de los mismos.

La aparición de los materiales textiles supuso un desarrollo fundamental en la fabricación de paracaídas frente a los materiales sólidos que conformaron los primeros diseños. Su flexibilidad, buenas características frente a esfuerzos de tracción y, sobre todo, su gran ratio resistencia-peso han posibilitado la creación de nuevos modelos de campanas, mayor generación de resistencia y mejor estabilidad. El mercado ofrece muchos y muy diferentes materiales textiles, basados en fibras de origen industrial a partir de polímeros y con características que permiten adaptarse a todas las necesidades.

La campana del paracaídas principal y de extracción estarán fabricadas en material textil de porosidad 0.5-3 CFM, de tipo rip-stop con base de polyamida. Se caracteriza por su bajo peso superficial: 0.00717 lb/ft². Además, la cintería y borde de ataque están fabricados en kevlar para evitar abrasiones o problemas por temperatura.

Las líneas de suspensión y de reefing será de cuerdas de Dacron 600, un cordaje de fibra de poliéster de características muy parecidas a las del nylon, con menor elongación pero mejor resistencia a la temperatura. Además sobresale por su bajo peso y volumen, hecho que lo caracteriza como material de uso en paracaídas deportivos y para recuperación de objetos de bajo-medio peso.

Una vez quedan seleccionados los componentes principales del sistema principal de paracaídas, los métodos expuestos en el Capítulo 2 permiten obtener una primera aproximación del peso total del sistema. Por una parte, el peso del contenedor y la bolsa de empaquetado del sistema de paracaídas se calcula por medio del método de diseño preliminar, donde, para aeronaves de peso similar a la de estudio, la estructura del contenedor del paracaídas supone un 3-4% del peso total de la aeronave, suponiendo un valor intermedio de 3.5% el peso del contenedor es 12.25lb. El ensamblado completo del sistema de airbags se puede aproximar como un 6% del peso total del RPAS, lo que es lo mismo un peso de 21lb, que repartido entre los dos airbags independientes que conforman el sistema de atenuación de impacto son 10.5 lb cada uno. Por último, el peso de la campana y el cordaje de los paracaídas principal y de extracción se va a aproximar por medio del método TWK, haciendo uso de la ecuación (2-6):

$$W_p = S_O w_C + L_S \cdot N_{SL} \cdot w_{SL} \cdot \frac{F_{SL}}{1000} \quad (4-25)$$

Sustituyendo los valores de cada material, para el paracaídas principal queda:

$$\begin{aligned} W_{Mp} &= 957.697 ft^2 \cdot \frac{0.00717 lb}{ft^2} + 1.4L \cdot 16 \cdot \frac{0.00973 lb}{ft} \cdot \frac{600}{1000} = \\ &= 12.882 lb (5.843 kg) \end{aligned} \quad (4-26)$$

Y para el paracaídas de extracción:

$$W_{EP} = 38.926ft^2 \cdot \frac{0.00717lb}{ft^2} + 10ft \cdot 8 \cdot \frac{0.00973lb}{ft} \cdot \frac{600}{1000} = 0.746lb (0.338kg) \quad (4-27)$$

Luego el peso completo del sistema de paracaídas es:

$$W_{SP} = 12.882 + 0.746 + 12.25 = 25.878lb(11.738kg) \quad (4-28)$$

Una vez calculado el peso completo del sistema y conociendo el volumen disponible solo queda seleccionar el método de empaquetado del sistema y si es necesario la presurización del mismo.

4.4.2 Almacenamiento y conexión con la aeronave

El volumen disponible para el almacenamiento del sistema de descenso principal y la forma regular de la que se dispone a lo largo del fuselaje permite que el contenedor de almacenamiento pueda ser diseñado como un contenedor de material sólido. El principal problema de un almacenamiento en un contenedor sólido en lugar de uno fabricado en material textil son la existencia de filos, picos o zonas que puedan producir roturas de cualquiera de los materiales del sistema, para evitarlo es común el uso de materiales aislantes. Es fundamental que el contenedor permita su desmontaje y separación de la aeronave de forma rápida, pudiendo ser reemplazado por un sistema empaquetado de nuevo con una fácil instalación.

El molde para la fabricación del contenedor se diseña, en primer lugar, con un programa de CAD que permita incorporar todos los orificios y adaptar el diseño al volumen disponible, conociendo de antemano las necesidades de cintas, puntos de anclaje y posicionamiento del sistema en su interior. La disposición interior del almacenamiento del sistema puede realizarse de diferentes maneras, pero la más utilizada recurre a la separación en dos secciones entre la campana del paracaídas, llamada sección A en la figura 4-10, y una sección dedicada a almacenar el cordaje y los accesorios de la campana, sección B.

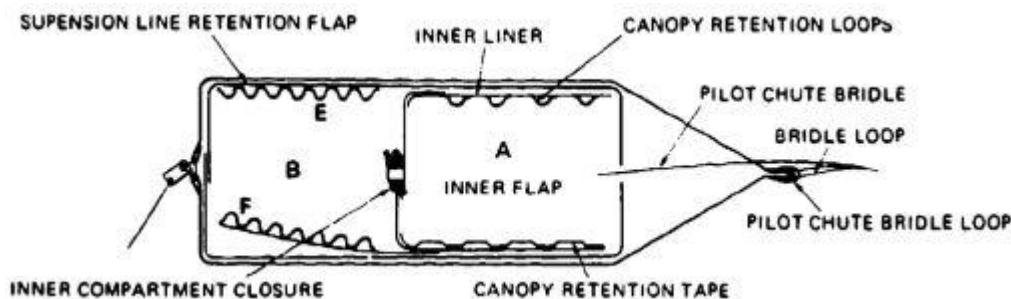


Figura 4-10. Distribución del almacenamiento del sistema de paracaídas. Referencia[1]

De entre todos los componentes mostrados en la figura 4-10 tienen especial interés los elementos de retención del sistema. Los elementos de retención permiten que el proceso de despliegue del paracaídas se realice correctamente, siguiendo las pautas y los pasos de diseño e impidiendo un llenado prematuro de la campana. Por ello se instalan tanto nudos como cintas de retención, que se desenlazan y liberan la campana en el orden de diseño, y su diseño requiere un estudio profundo del proceso de despliegue del mismo.

La sección B, destinada al almacenamiento de los sistemas de cordaje al completo suelen seguir un patrón de almacenamiento en nudos y formas muy definidas, ya que no requiere del complejo diseño de almacenamiento de la campana, sino que debe ser tal que permita el despliegue de las cuerdas sin que se produzca ningún nudo entre ellas. Los dos sistemas más usados para ello el método de nudo simple y el de doble nudo. Aunque el doble nudo supone una complejidad un poco mayor, suele utilizarse para aquellos sistemas cuyo volumen disponible no es demasiado alto y requieren de métodos de almacenamiento presurizados.

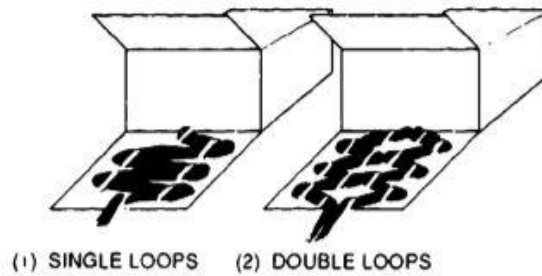


Figura 4-11. Método de almacenamiento del cordaje. Referencia[1]

El diseño del contenedor de almacenamiento del sistema estará compuesto de cuatro sectores, dos sectores como los definidos anteriormente para cada uno de los dos paracaídas que conforman el diseño. La parte superior será destinada al almacenamiento del paracaídas de extracción, que una vez activado y desplegado posibilitará la salida del paracaídas principal de la parte inferior del contenedor. El contenedor sólido estará fabricado a partir de polietileno de alta densidad (PE-HD), un material polímero, reciclable, que se caracteriza por su buena resistencia a baja-media temperatura y por su baja densidad. El PE-HD permite obtener las piezas necesarias para el sistema de forma rápida y mecánica a partir de los moldes creados por CAD, ya que estas se obtienen por medio de un proceso de inyección del material a alta temperatura con alta capacidad de repetición. Para evitar el desgaste por rozamiento o sobrettemperatura, mejorando el acabado, será necesario un recubrimiento de teflón de la parte interna del contenedor, lo que permite un despliegue seguro una vez hayan desaparecido todo tipo de esquinas y bordes afilados con un acabado en teflón.

De entre los diferentes formatos de bolsas de despliegue y dado que el volumen de almacenamiento tiene forma cilíndrica, el sistema denominado como "Banana-Peel bag" será el utilizado para este proceso. Esta bolsa de almacenamiento, diseñada por el Sandia National Laboratories, está formada por cuatro paredes de material textil que se unen al contenedor sólido y entre ellas mediante un cordaje que se extiende a lo largo de su eje longitudinal, y en las cuales se encuentran una serie de pestañas y solapas a las cuales se ata la campana del paracaídas y en cuyas paredes se enlaza todo el cordaje del sistema. Una vez iniciado el proceso de despliegue las cuerdas que mantienen unidas las paredes y que retienen la campana se cortan, permitiendo su despliegue de forma ordenada. Más información al respecto de este sistema de despliegue puede obtenerse en la Referencia [1].

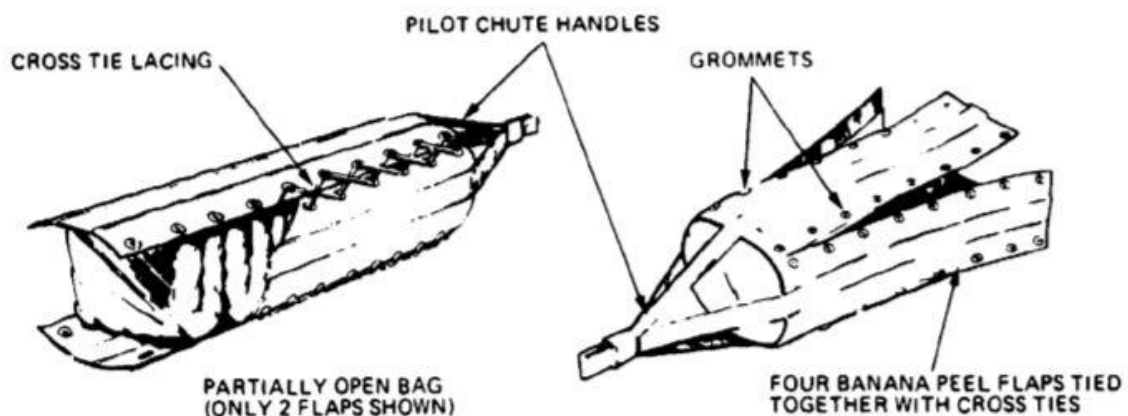


Figura 4-12. Bolsa de despliegue "Banana-Peel Bag". Referencia[1]

Una vez seleccionado el sistema de almacenamiento y conocido tanto el peso como el volumen disponible para dicho fin, puede estimarse la densidad de empaquetamiento necesaria, así como el método que se requiere para obtenerla, ya sea por medios mecánicos, neumáticos o hidráulicos. La densidad de empaquetamiento requerida se obtiene de la ecuación 3-32:

$$\rho_P = \frac{W_{SP}}{V} = \frac{25.878lb}{0.7ft^3} = 36.969 lb/ft^3 \approx 37 lb/ft^3 (592.683kg/m^3) \quad (4-29)$$

Por tanto, teniendo en cuenta la figura 3-6, obtenida del mismo documento, la presión necesaria para obtener una densidad de 37 lb/ft³ es de 35 psi (241.316 Pa) aproximadamente, lo cual entra dentro del rango de la presurización por medios mecánicos o neumáticos. Dado que la bolsa de despliegue elegida muestra un mejor comportamiento con una compresión mecánica, este medio será el elegido para realizar el proceso.



Figura 4-13. Bolsa de almacenamiento y posición en la aeronave.

La conexión entre el sistema y la propia aeronave también supone un punto crítico en el diseño del mismo, ya que debe garantizarse la integridad del sistema pero también debe interferir con la actuación de la aeronave de la menor forma posible. Por un lado el contenedor debe facilitar su extracción y reemplazo de forma fácil y rápida una vez termine la misión y el descenso, por otro los puntos de anclaje de las cuerdas de suspensión y risers deben resistir las fuerzas de apertura y la desaceleración a la que estará sometida la aeronave, proporcionando además estabilidad durante el descenso y minimizando las oscilaciones.

Los puntos de anclaje del paracaídas principal a la aeronave durante el descenso serán cuatro, situados en las cuatro esquinas que conforman el volumen del contenedor, y posicionados simétricamente respecto al plano de simetría de la aeronave y equidistantes dos a dos respecto al centro de gravedad, proporcionando un descenso con la aeronave en horizontal y minimizando la aparición de oscilaciones. La figura 4-14 muestra estos anclajes.

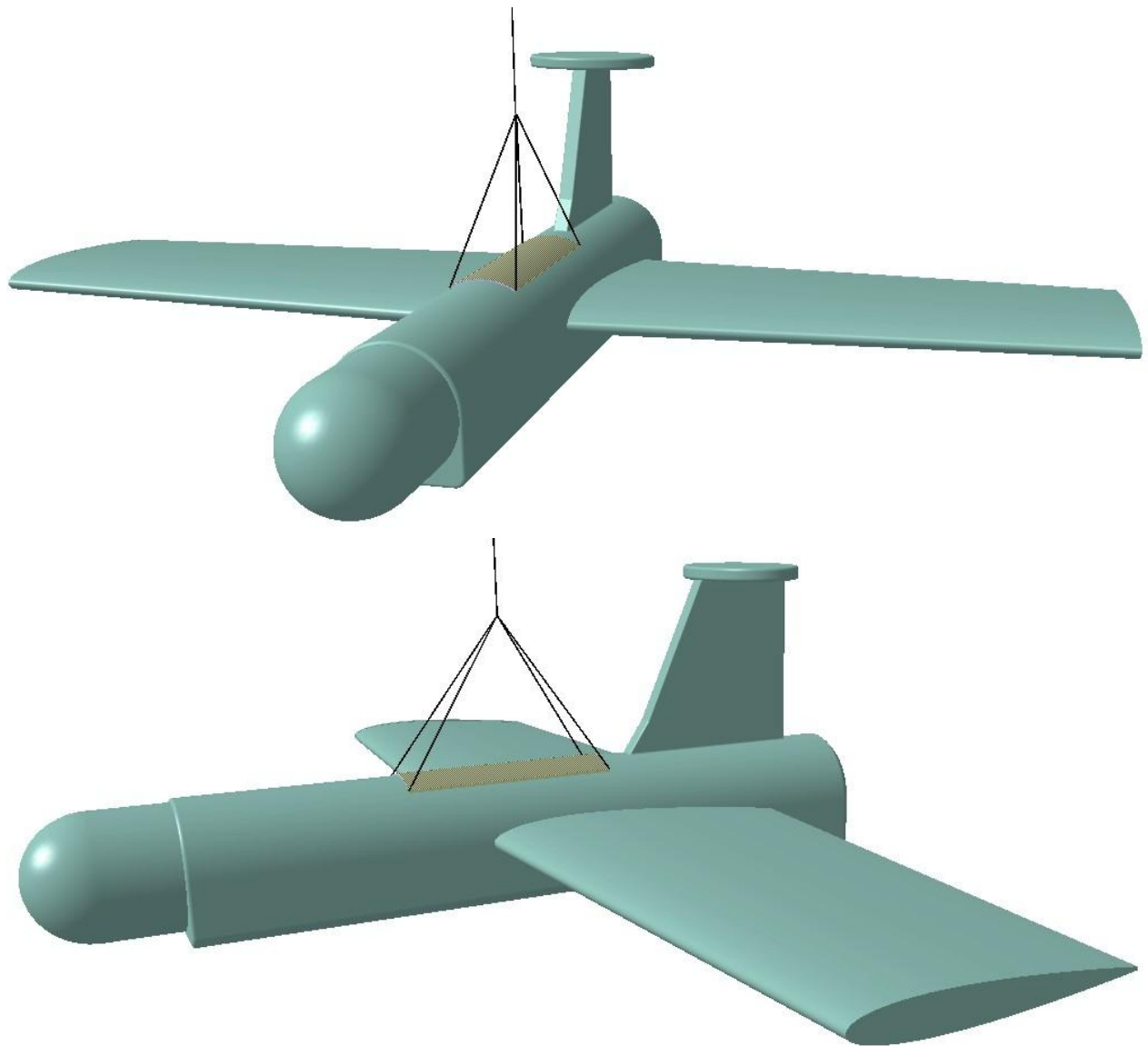


Figura 4-14. Modelado en CAD de los puntos de unión del sistema con el fuselaje.

La conexión con la aeronave debe tener en cuenta que el sistema será activado de forma remota por el controlador del RPAS, lo cual significa que desde la empresa cliente deben proporcionar los datos del sistema de aviónica que posibiliten tanto la instalación como el diseño del contenedor, su tapa y el sistema de propulsión unido a la tapa que inicie el proceso de despliegue del paracaídas de extracción. El hecho de que el sistema sea de uso rutinario o de emergencia y que la aeronave no sea un vehículo no tripulado sino un RPAS, tripulado remotamente en todo momento por un centro de control en tierra, hace innecesaria la instalación de un equipo tipo sensores-servo que analice la actuación de la aeronave de cara a una posible activación automática, ya que o será activado de forma manual por el controlador o en caso de pérdida de señal con el centro de control en tierra, se activará de forma automática. En un posible caso en el que se contara con toda la información referente al equipo de telemetría y aviónica y a las posibilidades que esto suponen, sí sería de gran interés un desarrollo del diseño que permita su activación en caso de pérdida de señal o accidente.

5 CONCLUSIONES

El camino a seguir hacia la generación de un sistema de recuperación eficiente, seguro y autónomo, no solo está compuesto de un proceso de diseño y fabricación, sino de un conjunto continuado de ensayos y revisiones que hagan posible su mejora y comparación con los sistemas existentes en el mercado, los que estén en desarrollo y los que puedan implementarse al diseño ya existente. La ingeniería del producto no finaliza con el cierre del primer diseño, sino que este es solo el primer paso hacia un conjunto de cambios que confluyen hacia un desarrollo que permitan optimizar el resultado final. Este es el objetivo de este capítulo, una revisión de los resultados, la presentación de una serie de ensayos que permita corroborar el proceso de diseño seguido, comparándolos con los estudios disponibles y tratando de definir los pasos a seguir hacia la mejora del mismo.

5.1 Ensayos

Los diseños y sistemas creados para misiones pertenecientes al sector aeronáutico o aeroespacial se ven sometidas a requisitos de precisión y exactitud superiores a la mayoría de sectores industriales e ingenieriles. Estos requisitos de precisión deben ejecutarse en todos y cada uno de los componentes de los sistemas que conformen las aeronaves y, por tanto, es de aplicación inmediata en el sistema que se expone en este documento. Para conseguir la calidad necesaria y asegurar el funcionamiento del sistema se presentan en este documento una serie de propuestas de las pruebas básicas a realizar sobre el conjunto, centrandolo el estudio sobre el proceso de apertura y despliegue del paracaídas principal.

5.1.1 Pruebas en túnel de viento

Las pruebas propuestas a realizar en túnel de viento suponen una forma eficaz de comprobar y comparar el comportamiento y las características aerodinámicas de los diferentes tipos de campana del paracaídas. En particular en nuestro caso las pruebas estarán orientadas a verificar que los parámetros aerodinámicos y geométricos elegidos para el diseño se corresponden con el resultado en el diseño real.

Los túneles de viento son estancias o herramientas de diferentes tamaños y formas que sirven como laboratorios para estudiar las propiedades aerodinámicas de diversos cuerpos que, en su mayoría, requieren estudios previos a una posible prueba en misión o en vuelo. Existen diferentes tipologías de túneles de viento según la composición del sistema al completo, mientras que la base de su funcionamiento es la misma, una planta de potencia hace circular una corriente de aire a través de unos paneles de rectificación y redirección que unifican y homogeneizan el flujo que incide sobre el objeto de estudio. Dependiendo de la geometría del túnel y de si el aire es recirculado de forma cerrada o expulsado hacia el exterior, se distinguen entre cerrados o abiertos.

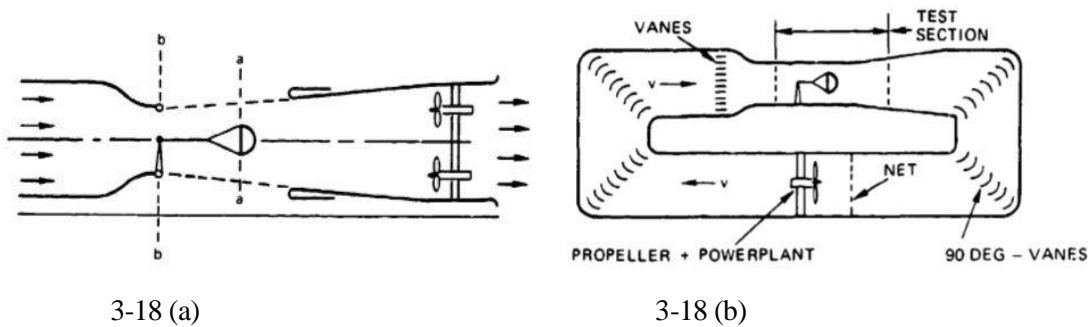


Figura 5-1. Ejemplos de túneles de viento abierto (a) y cerrado (b). Referencia [1]

Para evitar los problemas derivados del tamaño de los objetos cuyas características se quieren estudiar suelen introducirse los cuerpos escalados a pesar de las interferencias que esto pueda ocasionar en dicho estudio. Los estudios realizados a lo largo de los años muestran que para obtener unos resultados coherentes con la geometría real, el escalado de los paracaídas el diámetro del mismo debe ser mayor de 3 ft, por otra parte, los resultados muestran que los cambios o características que muestran los escalados en los túneles de viento son proporcionales y equivalentes a los cambios que se hayan generado sobre la geometría, siendo esto válido para los resultados de resistencia, estabilidad y datos sobre las fuerzas de apertura.

Por lo tanto, son necesarias una serie de pruebas sobre los paracaídas tanto de extracción como principal, que confirmen la eficiencia del diseño seleccionado, ya que este es un diseño nuevo y los materiales deben adaptarse correctamente a los requisitos y resultados de test anteriores que han servido de base para los estudios previos. Las pruebas deben aunar datos sobre el coeficiente de resistencia, la estabilidad y el coeficiente de fuerzas de apertura para una masa infinita.

Hay que tener en cuenta una serie de factores característicos de los túneles de viento. Las maquetas o cuerpos a escala deben ser tan parecidos como sea posible a los cuerpos originales, para facilitar la exactitud de los resultados. Los estudios se realizan bajo la condición de masa infinita, esto supone que no existe el fenómeno de desaceleración y disminución de la velocidad que aparece con cuerpos reales en caída libre, aunque también proporciona unos datos muy fiables para la obtención de los valores del coeficiente de fuerzas de apertura para una masa infinita, C_x .

Debido a la complejidad que supone el modelado numérico del proceso de apertura y despliegue, así como la aparición de turbulencia, zonas de recirculación y oscilaciones, que sobrepasa el alcance de este documento, se propone como medio de verificación del funcionamiento del sistema de extracción un conjunto de pruebas empíricas en túnel de viento, que permitan corroborar la relación existente entre los parámetros que se asumen y aplican al tipo de geometría de la campana seleccionada con el comportamiento real del mismo. Las bases de las pruebas serán:

- Los ensayos serán realizados sobre la geometría real del sistema completo. Dado que se va a analizar el comportamiento real del sistema de extracción, el proceso a ensayar debe ser tan parecido al final como sea posible, descartando los escalados que son permitidos para el estudio de coeficientes adimensionales. Esto supone la necesidad de realizar las pruebas en un túnel de viento de dimensiones que permitan la apertura completa del paracaídas.
- Estudio del paracaídas bajo condición de masa infinita.
- Hipótesis de densidad de la corriente incidente constante durante el proceso de apertura. El orden de los tiempos de despliegue característicos son de varios segundos, por lo que las propiedades del aire durante el proceso pueden considerarse constantes.
- Variación del rango de velocidades de apertura, estudio con velocidades características del vehículo a recuperar.
- Estudio con efectos de viento. Incluir aumentos de la velocidad incidente como modelización de las posibles rachas de viento que puedan aparecer durante el proceso de apertura y que no se tienen en cuenta durante el proceso de diseño. Para completar el estudio de las variaciones atmosféricas puede

ser viable una simulación bajo la condición de lluvia o una disminución de la temperatura de ambiente, aunque esto pueda suponer un aumento importante de los medios de trabajo en el túnel de viento.

- Medición de las fuerzas generadas durante el despliegue, corroborando que el orden de las fuerzas reales se corresponden con las estimaciones del capítulo de fuerzas.

La prueba consistirá en una serie de repeticiones del proceso de activación remota del sistema de extracción del paracaídas que permita corroborar el correcto funcionamiento del mismo, cumpliendo todas las etapas del proceso de despliegue seleccionado para su diseño y tomando medidas de los tiempos de despliegue. Tras realizar diversas mediciones de las tensiones generadas por el cordaje y los anclajes del sistema se comparará la aparición de las fuerzas de apertura reales frente a las calculadas durante el proceso de diseño. Una vez definidas las bases y los propósitos de la prueba, se puede detallar el proceso a seguir para la consecución de la misma:

- El montaje del banco de pruebas sobre el que se fije el sistema debe permitir que tanto el almacenaje del mismo como los puntos de anclaje sean idénticos a los del sistema real. Hay que tener en cuenta la existencia de un posible fuselaje y del ángulo de extracción, que permita evitar posibles interferencias con partes de la aeronave como los estabilizadores de cola.
- Una vez montando el sistema, debe acelerarse la corriente incidente hasta los rangos de velocidades característicos de despliegue. En esta prueba se recomienda realizar un barrido de velocidades para cada repetición, es decir, realizar varias repeticiones (la empresa Butler Parachute Systems recomienda al menos cinco) variando la velocidad de activación respecto a la seleccionada en el diseño. Además, si el túnel de viento lo permite, sería de gran importancia realizar alguno de estas repeticiones variando el ángulo de incidencia de la corriente, simulando la aparición de un viento lateral, o variando rápidamente la velocidad de la misma, modelando una posible racha de viento.
- Al alcanzar la velocidad seleccionada, se debe activar la secuencia de despliegue de forma remota, tal y como ha sido diseñada. En el momento que se inicie la secuencia de despliegue deben realizarse varios estudios, el primero de ellos será una grabación de todo el proceso, que puede mejorarse en el caso de disponer de vídeos de cámara lenta, esto puede suponer una ventaja fundamental a la hora de corroborar la secuencia de despliegue y encontrar la causa de un posible fallo.
- Por otro lado debe iniciarse el cronometrado del tiempo de despliegue, desde el momento en el que se activa el proceso y hasta que se produce el llenado completo de la campana. Además debe tenerse en cuenta el cálculo del tiempo de activación del sistema de reefing, tomando medidas del mismo también.
- Por último, deben tomarse medidas de la tensión que transmite el cordaje de unión del sistema al fuselaje o en este caso al banco de pruebas, para comparar las medidas empíricas reales con las calculadas en el proceso de diseño. Esta medida puede realizarse de varias formas, si bien existen bancos de pruebas que automáticamente permiten conocer la fuerza que se está ejerciendo sobre ellos, la modificación del banco de pruebas para adaptarlo al sistema de almacenaje puede modificar la medida, por tanto otra fuente fiable de medida puede ser tomarla directamente del cada uno de los puntos de unión mediante tensiómetros o cualquier otro método de medida que pueda unirse previamente a las cuerdas del paracaídas con un tamaño lo suficientemente pequeño como para no influir en el proceso. Además, los medidores de tensión pueden incorporarse fácilmente sustituyendo los puntos de anclaje reales del fuselaje por los instrumentos de medida durante las pruebas.
- La comparación de las fuerzas obtenidas, los tiempos de despliegue y la revisión visual del proceso realizado durante los ensayos permitirá corroborar la fiabilidad y la seguridad del sistema, validando el proceso de diseño en el caso de que los test sean satisfactorios y los cálculos realizados durante el mismo se vean reflejados en los resultados reales.

5.1.2 Pruebas sobre el sistema completo

Las pruebas detalladas a continuación se basan en las que realiza y recomienda la empresa Butler Parachute Systems para sus modelos, así como las detalladas en la Referencia [5] de la misma empresa. Las pruebas propuestas son:

- Cinco pruebas consecutivas en banco en un túnel de viento, realizadas satisfactoriamente, en las que se garantice el funcionamiento del sistema de despliegue tras la activación remota del mismo.
- Cinco pruebas consecutivas satisfactorias, realizadas con el sistema montado sobre un vehículo que ruede a una velocidad similar a la de despliegue, si es posible, probando de nuevo el sistema de apertura, despliegue y el correcto funcionamiento de la secuencia de llenado del mismo, para una corriente incidente perturbada.

Todos los test en caída libre que sean posibles, siempre que sean más de cinco, con un cuerpo de las dimensiones y peso similar al RPAS de la empresa cliente y con las condiciones estipuladas en los requisitos de la misma. Es importante recordar que un fallo durante las pruebas realizadas en caída libre no supone el fracaso del diseño, ya que en numerosas ocasiones esto se debe a pequeños errores o fallos fácilmente ajustables

5.2 Estudio de variabilidad de los factores de diseño

Este apartado se centrará en los posibles efectos que conllevan la variación de los factores que aparecen fijos por diseño. Un estudio cualitativo de los efectos o las necesidades de cambios que pueden conllevar en la geometría y la velocidad, posibles despliegues de emergencia que se realicen fuera de los valores de diseño de altura, velocidad, y peso. Para ejemplificar de forma gráfica la importancia de la selección del tipo de paracaídas, en todos los casos estudiados se realizará el estudio de variabilidad para diferentes casos con sus coeficientes de resistencia.

El parámetro más influyente en el diseño del paracaídas es la velocidad de descenso seleccionada para cumplir el descenso estacionario. Esta relación se muestra en la Fig 5-2, un requisito demasiado restrictivo para la velocidad de descenso disparada la necesidad de superficie y por tanto el diámetro o longitud de la sección en cruz. Mientras que la variación del coeficiente de resistencia apenas supone cambios sobre la geometría.

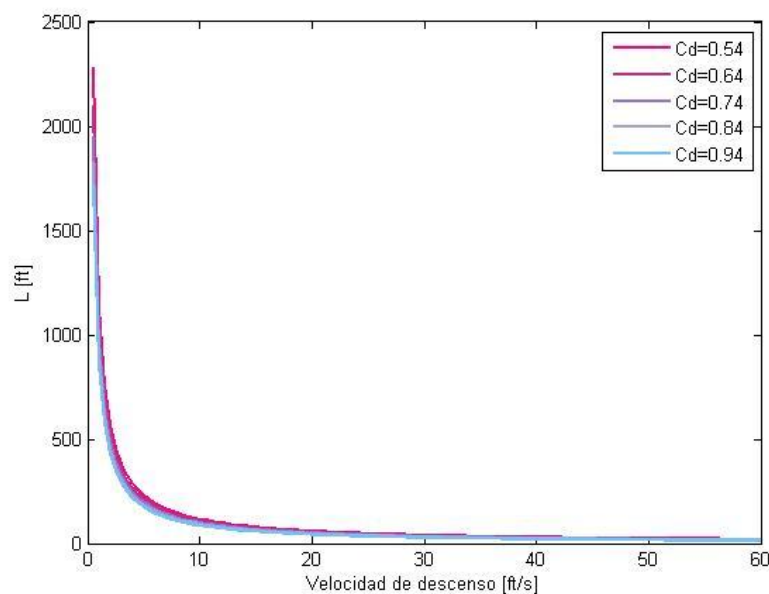


Figura 5-2(a)

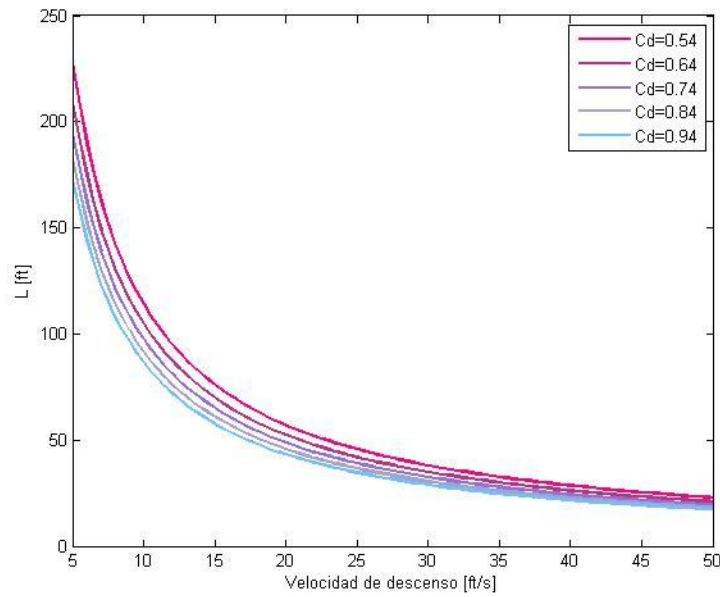


Figura 5-2 (b)

Figura 5-2. Variación de la geometría del paracaídas con la velocidad de descenso

La variación de la altitud de recuperación, es decir, la variación que se produce sobre la densidad del aire al aumentar o disminuir la altitud a la que se despliega el paracaídas tiene un efecto proporcional sobre las necesidades de geometría o velocidad de descenso. Si se aumenta la altura, se requiere mayor superficie para generar la misma resistencia y descender a la velocidad de diseño fijada. Del mismo modo, el despliegue a una altitud superior a la de diseño para una geometría fija, supone que el descenso estacionario se realizará a una velocidad de descenso superior a la de diseño. Sin embargo, estos efectos no son muy significativos puesto que un cambio de 5000ft supone un cambio de menos de 2ft en la geometría y sobre 0.75ft/s en la velocidad de descenso. Por tanto, se puede asumir que el diseño será estable frente a perturbaciones de altura, siempre y cuando esta variación no suponga un despliegue por debajo de la altitud mínima requerida para la desaceleración de la aeronave.

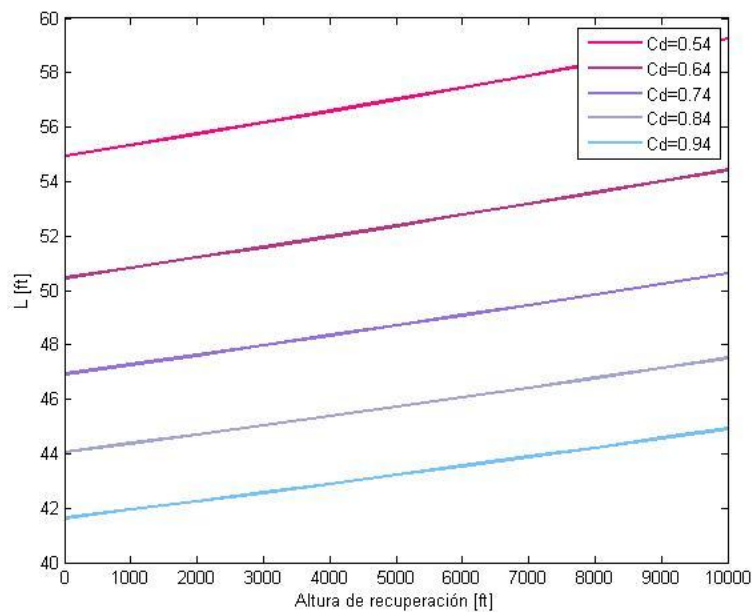


Fig 5-3 (a)

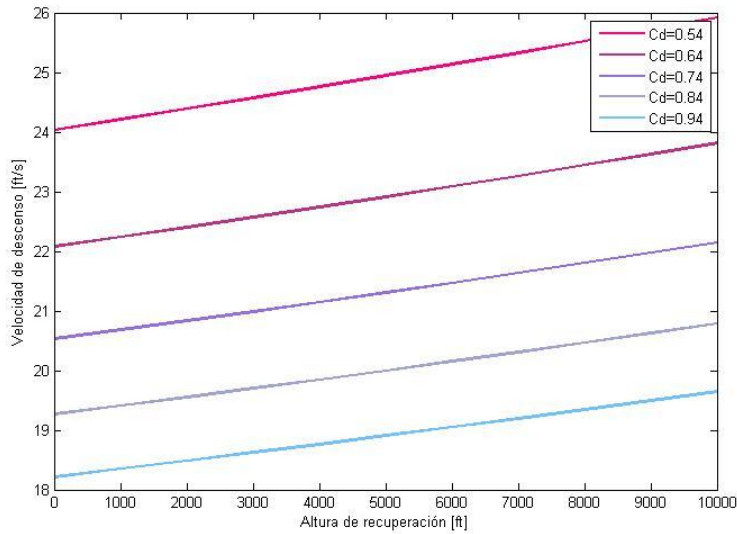


Fig 5-3 (b)

Figura 5-3. Variación de la geometría (a) y la velocidad de descenso (b) con la altitud de recuperación

Por último, se ha tenido en cuenta una posible variación del peso de la aeronave en función de la misión que vaya a desempeñar y de los equipos embarcados o el combustible. De nuevo, un aumento del peso supone un aumento en la necesidad de área de resistencia y por tanto de la geometría de la campana. Para el caso de una geometría fija, el resultado se hace patente en el aumento de la velocidad de descenso estacionario. Al igual que en el caso anterior, grandes cambios en la masa de la aeronave conlleva cambios no demasiado importantes en el resto de variables, un aumento de 50lb, requiere un cambio de entre 3 o 4 pies, o bien un aumento de la velocidad de 1.8ft/s. Lo que supone, a falta de la realización de las pruebas y test de certificación, que el diseño presenta unas condiciones suficientes de estabilidad frente a perturbaciones como para considerarlo seguro.

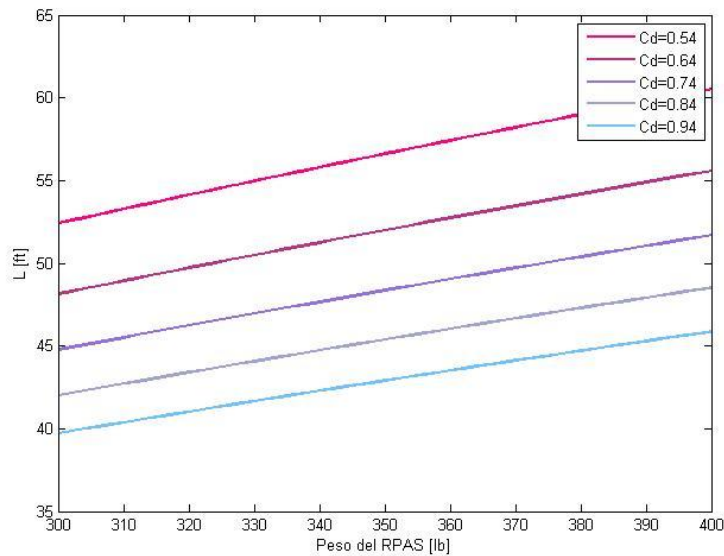


Figura 5-4 (a)

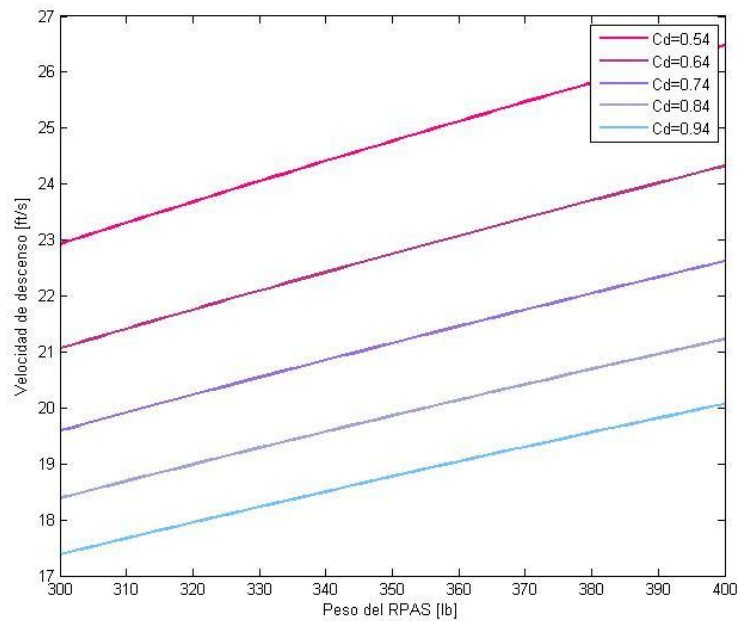


Figura 5-4 (b)

Figura 5-4. Variación de la geometría (a) y la velocidad de descenso (b) con el peso de la aeronave.

5.3 Valoración de los resultados

Desde la aparición de los primeros modelos de paracaídas hasta la actualidad, la evolución de la técnica se ha hecho patente en todos sus componentes. Los recursos económicos y humanos destinados al desarrollo de los paracaídas han permitido que se dejen atrás las ineficientes campanas de material sólido circulares o triangulares, cambiar los puntos de anclaje y unión por seguros mosquetones, sustituir el cordaje de pesadas y poco resistentes fibras naturales por nuevos materiales creados a partir de diferentes polímeros. Todo esto se ve reflejado en un menor peso del sistema, en el aumento del coeficiente de resistencia alcanzable y en la reducción tanto de la velocidad de descenso como en los impactos en el aterrizaje.

Este desarrollo en la eficiencia de los conjuntos puede ser medible y comparable por medio de distintos parámetros como el factor de carga de la campana, ya mencionado, o la eficiencia de la resistencia respecto al peso. La eficiencia de la resistencia respecto al peso, C_{EF} , permite comparar la relación existente entre la generación de resistencia y el peso de la campana del paracaídas principal, representando la eficiencia como unidad de resistencia generada por unidad de peso de la campana. Esta relación se obtiene mediante la ecuación 5-1:

$$C_{EF} = \frac{CdS_{MP}}{W_{MP}} \quad (5-1)$$

El valor de este parámetro ha sido recogido desde los primeros diseños, cuyos valores característicos se encontraban en el rango entre 30 y 45, hasta los diseños más modernos, con materiales creados y fabricados solo para su desarrollo y con características al alcance de pocas compañías como pueden ser la NASA o EASA. Este tipo de diseños destinados a las últimas misiones espaciales donde un aumento de peso en despegue supone un aumento exponencial de la necesidad de combustible y coste para la misión pueden llegar a alcanzar valores entre 80 y 90 ft²/lb. Para el diseño descrito en este documento, haciendo uso de los materiales disponibles en el mercado y de los sistemas de almacenamiento al alcance, la eficiencia de la resistencia respecto al peso es:

$$C_{EF} = \frac{CdS_{MP}}{W_{MP}} = \frac{804.466 \text{ ft}^2}{12.882 \text{ lb}} = 62.449 \text{ ft}^2/\text{lb} \quad (5-2)$$

Este valor se corresponde con una eficiencia media-alta, hecho que puede acreditarse tras la comparación con una lista de paracaídas diseñados para aeronaves de distintas características, pesos, velocidades de misión y recuperación, altitudes, etc., representadas en la figura 5-5, de la Referencia [1].

Parachute type	Application	Recovery weight, lb	Parachute		Parachute performance		Max. force, lb	Parachute weight, lb	Drag coefficient, C_{D0}	Parachute drag area, ft^2	Weight effectiveness $C_{D0}S/W_P$, ft^2/lb
			D_0 , ft	Vel, fps	LAS, kt	alt, ft					
Solid flat (G-11A)	Aerial delivery	3000	100	23	150	2000	...	215	0.66	5200	25.2
10% extended skirt (T-10C)	Army troop chute	360	34.9	21	150	2000	low	13.75	0.89	885	64
Fully extended skirt	Q2-B drone	1800	67.5	22.5	275	15,000	...	62	0.85	3050	49.2
Ringsail	Mercury capsule	2300	63.1	26	150	10,000	10,000	55.4	0.75	2350	42.5
Extended skirt (cluster of two)	USD-5 drone	4800	78	22.3	225	2500	15,000	64.5 each	0.825 (cluster)	3940 each	61.0
Ringsail (cluster of two)	Apollo	13,000	85.2	28.8	165	10,000	23,000	110 each	0.74 (cluster)	4400 each	40.0
Ringsail	Experimental	9786	128.8	26.4	225	16,000	25,650	230.3	0.87	11,300	48.5
AIM	CL-289 drone	475	31	32	300	1000	...	11.08	0.55	416	38.5 ^a
Triconical	Teledyne-Ryan RPV	1465	76.4	19.7	54.5	0.93	4273	77.3 ^{a,b}
Polyconical	SLAT	1200	63	18	200	5000	6000	35.8	0.96	3109	70.3 ^a
Triconical	AGM-109	1900	71.8	25	200	10,000	8000	44.1	0.91	3682	83.7 ^a
Cross	Anes	2000	59.4	27.3	150	10,000	...	47.5	0.8	2250	46.7
Cross	High-altitude meteorology	...	23.0	3.0	...	>100,000	...	1.3	...	320	246 ^c

Figura 5-5. C_{EF} para diferentes tipos de paracaídas.

Los casos comparativos más representativos son los pertenecientes a los paracaídas T-10C y AIM, por estar destinados a aeronaves de pesos y velocidades de recuperación y descenso similares a los requisitos de diseño establecidos por el cliente. El caso del AIM, tal y como se describe en la Referencia [1], pertenece a un diseño realizado a comienzos de los 60 en Canadá, acorde a la tecnología existente se caracteriza por una eficiencia claramente inferior al valor de 62.45 ft^2/lb obtenida para el diseño actual. La diferencia principal se refleja en su bajo coeficiente de resistencia, 0.55 frente al 0.84, valor típico de los diseños más actuales. Por otro lado está el caso del T-10C, un diseño moderno, aplicado al descenso controlado de tropa militar y que permite el control sobre la dirección durante todo el proceso de descenso. Su alto coeficiente de rozamiento, posibilita que a pesar de tener un peso un poco superior al de sección en cruz aquí presentado, el valor de eficiencia sea muy parecido e incluso superior.

En consecuencia, puede aceptarse que el valor del coeficiente de rozamiento tiene una incidencia fundamental sobre la eficiencia global del diseño, una influencia superior al tipo de aeronave o al tamaño o escala del propio sistema. Aquellos paracaídas que consiguen disponer de un valor alto de su coeficiente de resistencia, cercanos o superiores a 0.9, pueden aspirar a altos valores de eficiencia como el sistema del que dispone el AGM-109. Por ello, la sección en cruz, con un coeficiente de resistencia de 0.84, demuestra ser una buena selección de entre todas las familias de paracaídas, verificado por su buena eficiencia.

Por último, queda marcar las posibles líneas de trabajo futuro para las fases posteriores de diseño en detalle, ya que este documento supone un diseño preliminar, que puede ser optimizado y mejorado con un aumento de recursos y tiempo. El trabajo futuro debe centrarse en una mejora en el nivel de detalle sobre la interfaz y la

conexión entre la aeronave y el sistema, que permita intercambiar información sobre las variables que determinen el funcionamiento, activación y maniobrabilidad del sistema. Un proceso de automatización que, partiendo de los datos procesados por la aeronave, permita una optimización del momento de la activación en función de la velocidad, altitud, presión dinámica... Haciendo innecesaria una iniciación de forma remota desde el controlador en tierra. Además este proceso automático puede programarse para su funcionamiento como herramienta de emergencia, generalizando estas situaciones más allá de la pérdida de conectividad con el mando de control. El diseño en detalle de cada uno de sus componentes, cuchillas, mosquetones, etc., será necesario de cara a fases propias de un proceso de fabricación documentado en base a unos estudios cuyo detalle se escapa de las competencias aquí abarcadas.

En base a estos resultados de eficiencia y a la espera de que el conjunto supere las pruebas y ensayos propuestos buscando la verificación del diseño, puede asumirse la viabilidad del proyecto y la validez del diseño justificado a lo largo del mismo.

6 ANEXOS

Propiedades de la atmósfera con la altura

Tabla 6-1. Propiedades de la atmósfera con la altura. Referencia[1]

Altitude, Z (ft)	Pressure, p (lb/ft ²)	Mass density, ρ (slugs/ft ³)	$1/\sqrt{\rho/\rho_0}$	Temperature, T (°F)	Speed of sound, C _s (ft/s)
0	2116.22	.237689-2	1.0000	59.000	1116.45
1000	2040.86	.230812	1.0148	55.434	1112.6
2000	1967.69	.224088	1.0299	51.868	1108.75
3000	1896.67	.217516	1.0453	48.303	1104.88
4000	1827.75	.211093	1.0611	44.738	1100.99
5000	1760.87	.204817	1.0773	41.173	1097.10
6000	1696.00	.198685	1.0938	37.609	1093.19
7000	1633.08	.192695	1.1106	34.045	1089.26
8000	1572.07	.186845	1.1279	30.482	1085.32
9000	1512.93	.181133	1.1455	26.918	1081.37
10,000	1455.60	.175555-2	1.1636	23.355	1077.40
12,000	1346.24	.164796	1.2010	16.231	1069.43
14,000	1243.65	.154551	1.2401	9.107	1061.40
16,000	1147.50	.144802	1.2812	1.985	1053.30
18,000	1057.48	.135533	1.3243	-5.135	1045.15
20,000	9732.75-1	.126726-2	1.3695	-12.255	1036.93
22,000	8946.02	.118365	1.4171	-19.373	1028.65
24,000	8211.72	.110435	1.4671	-26.489	1020.30
26,000	7527.14	.102919	1.5197	-33.605	1011.89
28,000	6889.64	.958016	1.5751	-40.719	1003.40
30,000	6296.69-1	.890686	1.6336	-47.831	994.85
32,000	5745.85	.827050	1.6953	-54.942	986.22
34,000	5234.80	.766963	1.7604	-62.052	977.52
36,000	4761.28	.710284	1.8293	-69.160	968.75
38,000	4326.40	.646302	1.9177	-69.700	968.08
40,000	3931.29-1	.587278-3	2.0118	-69.700	968.08
42,000	3572.33	.533655	2.1105	-69.700	968.08
44,000	3246.20	.484936	2.2139	-69.700	968.08
46,000	2949.90	.440673	2.3224	-69.700	968.08
48,000	2680.70	.400458	2.4363	-69.700	968.08
50,000	2436.11-1	.363919-3	2.5556	-69.700	968.08
52,000	2213.67	.330721	2.6809	-69.700	968.08
54,000	2011.95	.300556	2.8121	-69.700	968.08
56,000	1828.47	.273148	2.9499	-69.700	968.08
58,000	1661.76	.248243	3.0943	-69.700	968.08

Clasificación de los paracaídas según las características de la campana

Tabla 6-2. Paracaídas sólidos y textiles. Referencia[1]

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_o}$	INFLATED SHAPE	DRAG COEF C_{D_o} RANGE	OPENING FORCE COEF C_X (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE		$\frac{D_p}{D_o}$				
FLAT CIRCULAR			1.00	0.67 TO 0.70	0.75 TO 0.80	~1.7	±10 TO ±40	DESCENT, OBSOLETE
CONICAL			0.93 TO 0.95	0.70	0.75 TO 0.90	~1.8	±10 TO ±30	DESCENT, M < 0.5
BICONICAL			0.90 TO 0.95	0.70	0.75 TO 0.92	~1.8	±10 TO ±30	DESCENT, M < 0.5
TRICONICAL POLYCONICAL			0.90 TO 0.95	0.70	0.80 TO 0.96	~1.8	±10 TO ±20	DESCENT, M < 0.5
EXTENDED SKIRT 10% FLAT			0.86	0.66 TO 0.70	0.78 TO 0.87	~1.4	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5
EXTENDED SKIRT 14.3% FULL			0.81 TO 0.85	0.66 TO 0.70	0.75 TO 0.90	~1.4	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5
HEMISPHERICAL			0.71	0.66	0.62 TO 0.77	~1.6	±10 TO ±15	DESCENT, M < 0.5, OBSOLETE
GUIDE SURFACE (RIBBED)			0.63	0.62	0.28 TO 0.42	~1.2	0 TO ±2	STABILIZATION, DROGUE, 0.1 < M < 1.5
GUIDE SURFACE (RIBLESS)			0.66	0.63	0.30 TO 0.34	~1.4	0 TO ±3	PILOT, DROGUE, 0.1 < M < 1.5
ANNULAR			1.04	0.94	0.85 TO 0.95	~1.4	< ±6	DESCENT, M < 0.5
CROSS			1.15 TO 1.19	0.65 TO 0.72	0.60 TO 0.85	1.1 TO 1.2	0 TO ±3	DESCENT, DECELERATION

Tabla 6-3. Paracaídas de tipo slotted. Referencia[1]















TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_o}$	INFLATED SHAPE $\frac{D_p}{D_o}$	DRAG COEF C_{D_o} RANGE	OPENING FORCE COEF C_X (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE						
FLAT (FIST) RIBBON			1.00	0.67	0.45 TO 0.50	-1.05	0 TO 13	DROGUE, DESCENT, DECLERATION, OBSOLETE
CONICAL RIBBON			0.95 TO 0.97	0.70	0.50 TO 0.55	-1.05	0 TO 13	DESCENT, DECELERATION 0.1 < M < 2.0
CONICAL RIBBON (VARIED POROSITY)				0.70	0.55 TO 0.80	1.05 TO 1.30	0 TO 13	DROGUE, DESCENT, DECELERATION 0.1 < M < 2.0
RIBBON ^b (HEMISFLO)			0.62	0.62	0.30 ^b TO 0.46	1.00 TO 1.30	12	SUPERSONIC, DROGUE, 1.0 < M < 3.0
RINGSLOT			1.00	0.67 TO 0.70	0.56 TO 0.65	-1.05	0 TO 15	EXTRACTION, DECELERATION 0.1 < M < 0.9
RINGSAIL			0.84	0.69	0.75 TO 0.86	-1.10	15 TO 110	DESCENT, M < 0.5
DISC-GAP-BAND			0.73	0.65	0.52 TO 0.58	-1.30	10 TO 115	DESCENT, M < 0.5

Tabla 6-4. Paracaídas rotatorios. Referencia[1]







TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		$\frac{D_c}{D_o}$	INFLATED SHAPE $\frac{D_p}{D_o}$	DRAG COEF C_{D_o} RANGE	OPENING FORCE COEF C_X (INF MASS)	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION, DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE						
ROTAFOIL			1.0	0.90	0.85 TO 0.99	1.05	0 TO 12	DROGUE $D_o < 7$
VORTEX RING			1.9	N/A	1.5 TO 1.8	1.1 TO 1.2	0 TO 12	DESCENT SMALL D_o
SANDIA RFD			1.0	0.9	1.25	1.1	0 TO 12	DROGUE

Tabla 6-5. Paracaídas dirigibles (gliding parachutes). Referencia[1]

















TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		AREA RATIO $\frac{S_n}{S_o}$	AERODYNAMIC FORCE COEF C_R RANGE	GLIDE RATIO (L/D) MAX	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE				
TOJO, TU SLOTS, ETC			1.0	0.85 TO 0.90	0.5 TO 0.7	DESCENT
LEMOIGNE (PARACOMMANDER)			1.0	0.90 TO 1.00	1.1	DESCENT
PARAWING (SINGLE KEEL)			1.0	0.90 TO 1.10	2.0 TO 2.5	DESCENT
PARAWING (TWIN KEEL)			1.0	1.00 TO 1.10	2.8 TO 3.0	DESCENT
PARAFOIL			0.27	0.75 TO 0.85	2.8 TO 3.5	DESCENT
SAILWING			0.80 TO 0.90	N.A.	2.8 TO 3.5	DESCENT
VOLPLANE			0.60	N.A.	2.0 TO 3.0	DESCENT

Tabla 6-6. Paracaídas de tipo balón. Referencia[1]

TYPE	CONSTRUCTED SHAPE		INFLATED SHAPE	DRAG COEF C_{Dp} RANGE	OPENING FORCE COEF $\frac{1}{M \cdot V}$	AVERAGE ANGLE OF OSCILLATION DEGREES	GENERAL APPLICATION
	PLAN	PROFILE					
BALLUTE			$\frac{D_p}{D_n}$ 0.51	0.51 TO 1.20	~1.05	1	STABILIZATION, DROGUE, O.B.M. 4

Código de Matlab utilizado para el diseño

```

%% CALCULOS DISEÑO SISTEMA DE RECUPERACIÓN DE UN RPAS:

%% FASE 1: REQUISITOS

%% Requisitos de operación normal.
%Peso del dron:
Wd=; % lb
%Velocidad de recuperación:
Vo=75; %KEAS
%Altitud de recuperación:
Ho=; %ft
%Máxima distancia a tierra:
H=;
%Fuerza máxima permitida del paracaídas:
Fo=;
%Máxima deceleración de impacto en el aterrizaje:
a=;

%% Requerimientos de emergencia.
%Peso del dron en despegue:
Wdmax=;
%Velocidad máxima de recuperación a nivel del mar:
Vomax=; %KEAS un poco sobredimensionado.
%Máxima velocidad de recuperación a una altitud dada:
Vomaxalt=; %KEAS
%Presión dinámica máxima:
qmax=;
%Fuerza máxima permitida del paracaídas:
%Fomax=

%% FASE 2: ANALISIS DE ATERRIZAJE Y SISTEMA DE ATENUACIÓN DE
IMPACTO.

%Velocidad de recuperación (ft/s):
Ve=;
%Velocidad de impacto permisible:
Ve2=;
%Aceleracion gravedad (ft/s^2):
g=;
%Parámetro de efectividad del sistema de atenuación:
nu=; %Figura 6-78, sobre 65%
%Desaceleración de impacto permitida:
n=;
disp('El valor de la distancia de desaceleración es')
s=(Ve^2-Ve2^2)/(2*g*(n*nu-1))

%% FASE 3: SISTEMA DEL PARACAIDAS PRINCIPAL.

```

```

% 3.1: SELECCIÓN EL ENSAMBLADO DEL PARACAIDAS.

Cdo=;

% 3.2: DIAMETRO DEL PARACAIDAS.

%Velocidad de descenso a nivel del mar:
%Sigma toma el valor de la densidad donde se defina Ve:
sigma=;
Veo=Ve*sqrt(sigma);
%presión dinámica:
%Para obtener el valor de la densidad mirar en tabla anexo
atmósfera
x=841.4;
q=Veo^2/x;
%Area de resistencia del paracaidas:
CdSo=Wd/q
%Superficie del paracaidas:
So= CdSo/Cdo
%Diámetro nominal:
disp('El diámetro nominal para este tipo de paracaidas es:')
Do=sqrt(4*So/pi)
DcDo=input('introduce el valor del constructed shape para el
tipo de paracaidas')
disp('El diametro de construcción del paracaidas es:')
Dc=DcDo*Do
% 3.3: Ensamblado del paracaidas de extracción.
RatioEP=;
CdSEP= RatioEP*CdSo;

%Para estos valores, la eficiencia cae un 13% lo que supone:
CdoEP=0.715*0.87;
SoEP=CdSEP/CdoEP;
disp('El diámetro nominal del paracaídas de extracción es')
DoEP=1.1283*sqrt(SoEP)
Sfb=input('Superficie mojada desde CATIA');
Dfb=sqrt(4*Sfb/pi);
%La longitud de las cuerdas debe ser tal que:
disp('La longitud de las cuerdas del paracaidas de extracción
es:')
Lep=6*Dfb

%% 3.5: FUERZAS DEL PARACAIDAS PRINCIPAL.
%% Cálculo de las fuerzas.

%Método primero. Calculo de las fuerzas de apertura para un
reefed.

%Reefed parachute area de resistencia (ft^2):
%CdSr=;
%Coeficiente de fuerzas de apertura para una masa infinita
Cx=;

```

```

%Factor de reduccion de las fuerzas de apertura:
X1
disp('el valor de la carga del canopy para entrar en la tabla
es')
WCdSr= Wd/(0.025*CdSo)
%Una vez obtenido se debe fijar el valor de X1:
X1=input('El valor seleccionado de X1 es:')
%puediendose obtener el valor del area de resistencia con reefed,
que debe
%ser evaluada en caso de ser demasiado pequeña.
CdSr=Fo*(qmax*Cx*X1)

%En segundo lugar hay que calcular las fuerzas producidas
durante el
%disreefed. Se comienza calculando la presión dinámica q2, sobre
10-20%
%mayor:
q2=1.15*Wd/CdSr;
disp('El valor para entrar a la tabla 5-48 es')
WCdS23=Wd/(CdSo-CdSr)
X1disreefed=input('El valor seleccionado de X1disreefed es:')
Cxdisreefed=input('El valor seleccionado de C1disreefed es:')
disp('El valor de la fuerza resultante durante el disreefed es')
Fo=(CdSo-CdSr)*X1disreefed*Cxdisreefed

```


REFERENCIAS

- [1] Theo W. Knacke, *Parachute Recovery Systems Design Manual*, 1991.
- [2] Gobierno de España, *Plan director de RPAS*, 2015.
- [3] R. J. Niccum, E.L. Haak, Robert Gutenkauf, *Drag and Stability of cross type parachutes*, 1965.
- [4] W. P. Ludtke, *Effects of canopy geometry on the drag coefficient of a cross parachute in the fully open and reefed conditions for a W/L ratio of 0.264*, 1971.
- [5] Manley C. Butler Jr., *Design, development and testing of a recovery system for the predator UAV*, 1994.
- [6] Manley C. Butler Jr., *How to select and qualify a parachute recovery system for your UAV*.
- [7] W K Bridwell, *Study of Pressure Packing Techniques for Parachutes*, September 1969.
- [8] R.C.Maydew and C.W.Peterson, *Design and Testing of High-Performance Parachutes*, November 1991.
- [9] Mario Romero Cornejo, *Calculador genérico de ingeniería para lanzamientos de carga y paracaidistas desde avión*, 2018.

