

Proyección del Dispositivo para la Entrega de 100 Kg de Carga Útil Paracaídas Comandado Autónomo para Entrega de Cargas Proyecto PIDDEF 038/14

4 de julio de 2018



Nombre del Proyecto: Paracaídas Comandado Autónomo para Entrega de Cargas
Nombre Abreviado: Proyecto PCA
Proyecto: PIDDEF 038/14

Informe Técnico: Proyección del Dispositivo para la Entrega de 100 Kg de Carga Útil
Revisión: /
Entregable: VI

Autor: Andrés Liberatto
Departamento Mecánica Aeronáutica
Facultad de Ingeniería - IUA
aliberatto@iua.edu.ar

Diego Llorens
Departamento Mecánica Aeronáutica
Facultad de Ingeniería - IUA
dllorens@iua.edu.ar

Revisó: Juan Jromei
Departamento Mecánica Aeronáutica
Facultad de Ingeniería - IUA
jjromei@iua.edu.ar

Resumen

El propósito general del proyecto PIDDEF 038/14 es desarrollar un sistema aéreo guiado y de precisión, mediante el empleo de un paracaídas comandado autónomo, que permita realizar la entrega de cargas en diferentes escenarios, tales como ejercicios militares, búsqueda y rescate, situaciones de aislamiento producidas por inundaciones, lucha contra el fuego y ayuda humanitaria, entre otros. La propuesta es diseñar, construir y evaluar un demostrador de tecnología (prototipo de paracaídas comandado autónomo de pequeñas dimensiones), para proyectar y definir un sistema aéreo similar, a mayor escala, capaz de entregar una carga útil de 100 kg. Este informe técnico presenta una propuesta conceptual integral para el sistema de entrega de cargas de 100 Kg, conteniendo información y lineamientos que constituyen un punto de partida para la construcción y evaluación de un primer prototipo en escala 1:1. El documento presenta inicialmente una descripción general del sistema y explica su modo de operación básico. Luego ofrece un análisis detallado de los componentes, señalando cuáles de ellos necesitan ser fabricados y cuáles pueden ser comprados. En este último caso, indicando aquellos productos candidatos, calificados como elegibles para cumplir con la función asignada.

Índice

1. Introducción	5
2. Objetivos	5
3. Antecedentes	5
4. Concepto y Perfil de Misión	6
5. El Vehículo	8
5.1. El Paracaídas - 'MC-4 Ram Air Free-Fall Personnel Parachute System'	8
5.2. Módulo de Comando	10
5.2.1. Sensores	10
5.2.2. Sistema de Accionamiento de Comandos y Servoactuadores	12
5.2.3. Computadora de vuelo	15
5.2.4. Baterías	16
5.2.5. Interface con el Usuario	17
5.2.6. Gabinete	19
5.2.7. Nombre y Logotipo	20
5.3. Carga Útil	20
6. Equipos de Tierra	21
6.1. Estación Terrena	21
6.2. Protocolo de Comunicación	22
7. Comentarios	23

Índice de figuras

1.	Esquema del velamen, encordado y bandas del sistema MC-4.	9
2.	Imagen de la antena GPS GARMIN 19X HVS ANTENA 010-1010-00.	12
3.	Imagen del sensor de medición de distancia óptico GARMIN LIDAR-Lite v3.	12
4.	Dimensiones generales del moto-reductor IGNIS MR10B-024050-104.	14
5.	Imagen del potenciómetro lineal multivuelta BURNS.	14
6.	Imagen del driver y controlador RoboClaw 2x30A Motor Controller, para el moto-reductor.	15
7.	Placa de desarrollo Teenesy 3.6.	15
8.	Batería FENIX 26650 ARB-L4-4800 Li-Ion, de 3.7 VDC y 4800 mAh.	17
9.	Esquema del flujo de operación de la Interfaz.	18
10.	Imagen del teclado y display del Módulo de Control.	18
11.	Mockup digital del Gabinete del Módulo de Comando.	19
12.	Disposición de algunos de los componentes internos del Módulo de Comando.	20
13.	Logotipo AEROPAD.	20
14.	Módulo de transmisión de datos Digi XTend 900 MHz.	22

Índice de cuadros

1.	Características generales del paracaídas MC-4. (Ref.: [2])	10
2.	Requerimientos generales del Sistema de Accionamiento de Comandos y sus Servo-Actuadores.	14
3.	Microcontroladores y Modelos de Placas de Desarrollo.	15
4.	Perfil aproximado de consumos durante una 'misión típica'.	16

1. Introducción

El propósito general del proyecto PIDDEF 038/14 es desarrollar un sistema aéreo guiado y de precisión, mediante el empleo de un paracaídas comandado autónomo, para la entrega de cargas en ejercicios militares, situaciones de aislamiento producidas por inundaciones, lucha contra el fuego y ayuda humanitaria, entre otros.

La propuesta es diseñar, construir y evaluar un demostrador de tecnología (prototipo de paracaídas comandado autónomo de pequeñas dimensiones), estudiar y definir un sistema de apertura confiable y flexible y proyectar un sistema aéreo similar, a mayor escala, capaz de entregar una carga útil de 100 kg.

El desarrollo de las actividades prevé dos etapas:

- **Etapla #1 - Demostrador de tecnología:** Consiste en el diseño y construcción de un prototipo de paracaídas comandado a escala reducida para su modelado matemático, estudio e implementación de las leyes de control y estrategias de guiado. Inicialmente el prototipo sería moto-propulsado para facilitar la realización de los ensayos en vuelo (ascensos y descensos reiterados), y luego de la definición e implementación del sistema de extracción y apertura, se realizarían lanzamientos desde una aeronave.
- **Etapla #2 - Proyección del dispositivo para la entrega de 100 kg de carga útil:** Consiste en, a partir de los resultados generados en la primera etapa, desarrollar un sistema de entrega de 100 kg de carga útil, lo que implica, además de realizar análisis relacionados con el área de control y guiado, llevar adelante estudios de ingeniería tales como la evaluación de performances, estimación de cargas, verificaciones estructurales, selección de equipos (con su evaluación de disponibilidad) y estudios de impacto en el aterrizaje, entre otras.

Este informe técnico corresponde a la Etapa #2 del proyecto y presenta un resumen del diseño conceptual propuesto para la fabricación de un primer prototipo de 'Dispositivo para la Entrega de 100 kg de Carga Útil'.

Entre los contenidos se presenta una descripción conceptual del producto y de su perfil de misión, se presentan los diferentes elementos componentes, justificando su elección, se plantea una propuesta preliminar para el módulo de comando y se definen algunos lineamientos generales relacionados con la preparación del packaging de la carga.

2. Objetivos

Definir una propuesta conceptual integral para el sistema de entrega de cargas de 100 Kg, ofreciendo información mínima suficiente que permita constituir un punto de partida para la construcción y evaluación de un primer prototipo de Paracaídas Comandado Autónomo para Entrega de Cargas, escala 1:1.

3. Antecedentes

Tras el advenimiento de los aviones, a principios del siglo XX, el primer uso operativo de paracaídas tuvo lugar durante la Primera Guerra Mundial. Inicialmente mal vistos por los comandantes, que creían que su disponibilidad alentaría a los pilotos a abandonar las aeronaves con facilidad y de forma prematura, se desarrollaron rápidamente y fueron utilizados en muchas otras aplicaciones. Tal es así que, al final de la guerra, la entrega aérea había capturado la imaginación de los estrategas militares en todas partes.

Durante el período entreguerras, diferentes estudios y experimentos en relación al transporte y lanzamiento de tropas y cargas fueron realizados principalmente por Rusia y Alemania, en paralelo al desarrollo de aviones de transporte diseñados para tal fin. Por su parte, también los Aliados crearon sus propias fuerzas aerotransportadas.

El desarrollo de aeronaves militares especializadas en transporte aéreo como el Fairchild C-119 'Flying Boxcar' o el Lockheed C-130 'Hercules' y la introducción de armas de defensa tales como los misiles tierra-aire y/o la artillería antiaérea ligera y mediana, fueron factores que contribuyeron a evitar la entrega de cargas utilizando paracaídas ya que se exponía a los aviones de transporte (activos de alto valor) sobre zonas de lanzamiento fuertemente defendidas y, aunque las inversiones en las fuerzas aerotransportadas continuaron, después de la Segunda Guerra Mundial se llegó al consenso de que los riesgos asociados con la entrega aérea

limitaban su utilidad a emergencias o misiones especiales.

Así es que durante muchos años el transporte aéreo táctico fue visto como algo anacrónico, especialmente, el 'lanzamiento desde el aire' se pensaba como un remanente de la Segunda Guerra Mundial, cuando los lanzamientos de paracaídas en masa eran una característica habitual de las operaciones de combate.

Sin embargo, el desarrollo de nuevas tecnologías ha permitido reducir muchos de los riesgos descriptos. En lugar de seguir rutas de bajo nivel de vuelo y aparecer sobre la zona de lanzamiento a último momento para minimizar la exposición a las defensas aéreas enemigas, los aviones pueden evitar completamente el área de amenaza. La adaptación de los paracaídas comandados/orientables del mundo del deporte, junto con los sistemas que integran el Sistema de Posicionamiento Global (GPS), hacen que sea posible lanzar y entregar cargas con gran precisión desde grandes altitudes o por fuera de la envolvente de defensa aérea enemiga.

El concepto de autonomía en el que se basa la tecnología 'drop & forget' puede ser aplicado a las operaciones aerotransportadas, haciendo que la entrega de cargas o equipos resulte precisa y efectiva. Es así que muchos de los nuevos sistemas de entrega, están siendo desarrollados bajo esta filosofía de diseño.

Las aplicaciones para estos sistemas (entrega aérea de precisión) abarcan el espectro mismo de operaciones. Algunos ejemplos son: entregas sigilosas/sorpresivas, entregas en tierra o mar, reabastecimiento en regiones peligrosas o en áreas urbanas cerradas, entregas nocturnas o del tipo all-weather, entre otras. Sin embargo, los mayores avances parecen orientarse hacia aquellas misiones consideradas demasiado riesgosas para las operaciones aerotransportadas ordinarias; o que, por ejemplo, requieren la entrega de suministros, en reabastecimientos de rutina, buscando reducir la cola logística y así reemplazar el volumen (just-in-case) rápidamente (just-in-time).

En oposición al origen bélico de estos sistemas, el lanzamiento aéreo de precisión resulta ideal para misiones humanitarias, de búsqueda y rescate o para misiones de ayuda en desastres naturales tales como inundaciones e incendios forestales. Con un lanzamiento desde el aire altamente preciso, las unidades de rescate podrían entregar alimentos, medicamentos, herramientas o equipos de supervivencia directamente a las personas en peligro.

Dado que un solo avión puede dar servicio a múltiples lanzamientos, el servicio se ve potenciado por la posibilidad de realizar lanzamientos de múltiples cargas, con destinos independientes, en un mismo vuelo. Además, cuanto mayor sea la precisión del sistema, mayor es la posibilidad de aterrizar en regiones despejadas más pequeñas y/o en un mayor número de puntos de arribo.

Es en este contexto que el objetivo del proyecto PIDDEF 038/14 es desarrollar un sistema aéreo guiado y de precisión, mediante el empleo de un paracaídas orientable autónomo, para la entrega de cargas.

4. Concepto y Perfil de Misión

Una manera sintética de describir la función del sistema en desarrollo, es la siguiente: **diseñar un módulo de control autónomo que, mediante el empleo de un paracaídas comandado/orientable y un sensor GPS, permita colocar una carga de 100 Kg en un punto geográfico preestablecido.**

Entre las diferentes alternativas que pueden dar solución al enunciado, la propuesta que se plantea es: subir la carga a un avión o helicóptero y lanzarla con un paracaídas, específicamente, del tipo rectangular orientable, con características aerodinámicas que le permitan navegar hacia cualquier punto deseado.

Si a este conjunto se incorporan motores para accionar los comandos, una antena GPS que permita conocer la posición a cada instante y una computadora de vuelo que calcule y defina la trayectoria a seguir, el sistema podría operar en forma automática.

Que el sistema pueda resolver parte de su operación en forma 'automática', no significa necesariamente sea 'autónomo'. Para ser completamente 'autónomo', todavía debe ser capaz de **tomar decisiones**. Resulta entonces adicionalmente necesario dotar al equipo de capacidad para medir y relacionar diferentes parámetros y variables físicas (masa total del sistema, características aerodinámicas del paracaídas, posición del punto de destino, posición propia del vehículo en vuelo, velocidades de avance y descenso, velocidad y dirección del

viento (en altura y en superficie), condiciones atmosféricas generales (ΔISA), etc.) a fin de considerar sus influencias en la trayectoria de descenso, cuando la computadora de vuelo estima el plan de navegación a seguir.

Por otro lado, tanto por necesidades descubiertas en la fase de desarrollo y evaluación del sistema como por la utilidad que pueda significar en las potenciales aplicaciones del producto, al equipo se puede agregar una base terrena que permita monitorear los parámetros de vuelo y desde la que se puedan introducir cambios en los parámetros de control y navegación durante el vuelo.

Una característica importante de la estación terrena, que puede estar en tierra o en cualquier otra parte (aeronave desde la que se lanza la carga, aeronave de apoyo o cualquier otro vehículo), es que puede mostrar sobre un mapa los límites de la región de lanzamiento factible, dadas las condiciones particulares de la misión. Por muy sofisticado y preciso que sea el sistema de guiado, una carga no puede ser lanzada en cualquier condición y desde cualquier punto, si es que se desea precisión en el arribo al punto deseado.

Así, una misión 'típica' del sistema en servicio se compone de una secuencia ordenada de pasos que pone en funcionamiento cada una de las capacidades mencionadas.

Hay un primer conjunto de tareas de preparación en tierra que tiene que ver con el armado de la carga, la preparación del módulo de comando, el plegado del paracaídas y la planificación general del vuelo.

El armado de la carga útil contempla la disposición de los elementos que la componen, su protección, la arquitectura del sistema de bandas de sujeción y el dimensionamiento de los atenuadores de impacto en el aterrizaje, conforme con las condiciones de choque previstas, al tipo de carga y a la tecnología de los disipadores (ver el documento Ref.: [1], o utilizar la 'calculadora de atenuadores colapsables' (Ref.: [6])).

El módulo de comando exige la revisión y carga de sus baterías, más el ingreso de los datos mínimos necesarios para llevar adelante el plan de vuelo, como ser: las coordenadas del punto de destino (Latitud, Longitud & Altitud), la masa total del vehículo (Paracaídas + Módulo de Comando + Carga Útil + Packaging) y la velocidad y dirección del viento en superficie, en la vecindad del punto de destino. Toda esta información depende de la planificación previa del vuelo, con base en datos preliminares disponibles. Realizar un auto-chequeo también sería un punto interesante a realizar en tierra sobre el módulo de comando, si es que esta característica estuviera disponible. Tener información anticipada sobre el estado operativo de cada componente, puede evitar fallas en el servicio.

El paracaídas tiene que ser convenientemente plegado y vinculado mecánicamente al módulo de comando, esto incluye la correcta conexión de sus líneas de comando a los actuadores del módulo de control y la vinculación de una 'línea de armado' que se conecta a un 'kill swicht'.

La carga útil también tiene que ser anclada mecánicamente al módulo de comando, dejando armado el conjunto 'carga-módulo-paracaídas'.

Ya en vuelo, es necesario preparar el equipo para dejarlo operativo. Con información de la base de tierra (que puede estar en la misma aeronave) y previo al lanzamiento, quizás antes del ingreso a la región de lanzamiento, hay que encender el equipo y dejarlo que se 'inicie'. Luego, hay espacio para modificar aquellos parámetros que deban ser ajustados, tales como velocidad y dirección del viento en superficie, en la vecindad del punto de destino. Con luz verde para el lanzamiento, se vincula mecánicamente la línea estática del sistema de apertura al avión y, estando dentro de la región del lanzamiento, se lo deja caer cuando se considere oportuno.

Luego, no hay mucho más para hacer, excepto monitorear el descenso y/o modificar algún parámetro desde la base terrena.

Durante el proceso de apertura, la 'línea de armado' habrá cambiado el estado de la 'kill swicht' y, algunos segundos más tarde, el sistema quedará armado y realizando maniobras y/o navegando a criterio de la computadora de vuelo.

De acuerdo con lo especificado en el documento Ref.: [7], con el paracaídas desplegado y la computadora, los sensores y los actuadores operativos, el dispositivo mide la distancia al punto de destino, identificando por separado las distancias vertical (altura) y horizontal. Así, en caso que la distancia vertical sea suficiente, la computadora activa (si esta opción se ha configurado previamente) un modo auxiliar de vuelo que procura estimar la velocidad y dirección del viento a partir de una maniobra predefinida. En caso contrario, se utiliza la información preliminar, proporcionada al equipo durante su configuración inicial (en el encendido pre-lanzamiento o en tierra).

De haber configurado las estrategias de guiado utilizando un modo de control de rumbo 'adaptable' y siempre que la altura lo permita, la computadora puede iniciar un modo de auto-sintonización del controlador, que también consiste en realizar una maniobra preestablecida, mientras se ajustan las ganancias del mismo. Para este caso, si la altura fuera insuficiente o si el proceso de auto-sintonización falla, devolviendo valores 'fuera de rango' para las ganancias, el modo de control pasa automáticamente a 'Proporcional con Ganancia de Realimentación'.

Con los ajustes realizados hasta este punto, la computadora de vuelo da inicio a la navegación entre diferentes waypoints con destino final en el punto objetivo.

Si estos ajustes no pudieran ser ejecutados, el programa de vuelo utiliza los valores precargados (en tierra o en vuelo) y navegará utilizando esta información entre diferentes waypoints con destino final en el punto objetivo.

En cualesquiera de los casos, el sistema incluirá oportunamente al modo 'Flare' para finalizar la maniobra de aterrizaje.

Luego del impacto con el suelo el sistema retraerá completamente uno de los cordones de comando mientras extiende completamente el otro. El propósito de esta última acción es evitar que, una vez en el suelo, la carga pueda ser arrastrada, de modo que se configura el velamen con una asimetría lo suficientemente elevada como para volver a inflarse. Adicionalmente, la computadora deberá pasar a un modo de ahorro de energía emitiendo periódicamente sus coordenadas GPS a la estación terrena, quedando configurado como una 'radioibaliza', hasta que el equipo sea recuperado.

Si se diera una situación en la que, luego de la apertura y armado del paracaídas, la altura fuera insuficiente para cubrir la distancia al punto de arribo (condición que se considera atípica, pero que podría ser producto de un lanzamiento realizado por fuera de la región factible, o por un retardo en la apertura con una excesiva pérdida de altura, o por un cambio significativo en la velocidad del viento), la computadora de vuelo activa un modo de 'Guiado a un Punto Predefinido', estableciendo como punto de destino, al punto objetivo. El modo de guiado con 'Rumbo Contra-Viento' se activará cuando el vehículo esté próximo al suelo. El sistema pasará oportunamente al modo 'Flare' para finalizar la maniobra de aterrizaje. Irremediamente, el dispositivo hará contacto con el suelo antes de alcanzar el punto de destino.

5. El Vehículo

Lo que en esta apartado se ha denominado como 'el vehículo' hace referencia al paquete completo que es lanzado del avión, cuyos componentes principales son:

- El Paracaídas: que incluye el velamen, encordados, bandas, contenedor, y sistema de extracción y apertura.
- El Módulo de Comando: que consiste en un gabinete metálico con un sistema de herrajes que oficia de eslabón mecánico vinculando la carga con el paracaídas y que internamente transporta la computadora de vuelo, los sensores y los actuadores necesarios para comandar el paracaídas de manera autónoma.
- La Carga: que se encuentra formada por la carga útil, el packaging con sus atenuadores de impacto y el sistema de bandas de soporte que mantiene el conjunto solidario al Módulo de Comando y, a través de éste, al paracaídas.

5.1. El Paracaídas - 'MC-4 Ram Air Free-Fall Personnel Parachute System'

Por sus características técnicas y por disponibilidad, se propone que el sistema de entrega de cargas utilice el paracaídas de uso personal 'MC-4 Ram Air Free-Fall Personnel Parachute System'.

Diseñado para colocar tropas en áreas de interés, el sistema MC-4 utiliza un paracaídas comandado rectangular de 7 celdas para 160 Kg de carga máxima y dispone de varios modos de uso, entre los que se destacan el modo High Altitude High Opening (HAHO) y High Altitude Low Opening (HALO). Estos modos ofrecen dos maneras útiles de realizar el servicio de entrega de cargas, dado que la extracción y apertura del paracaídas principal se puede hacer en forma automática (línea estática) o manual (pilotín), respectivamente.

El paracaídas principal está formado por un velamen de tela de nylon (Tipo I) y encordados de poliéster. El velamen inflado del MC-4 constituye una estructura semi-rígida, con telas de extrados e intrados, conectadas por medio de costillas. Todas las costillas, con excepción de las de las punteras, presentan orificios de forma oval que permiten el flujo de aire en dirección de la envergadura a fin de equalizar las presiones en las diferentes celdas. Durante el descenso, el aire entra a las celdas por las aberturas del borde de ataque, presurizando el velamen dándole su forma y características aerodinámicas. En forma alternada, las costillas presentan cintas distribuidoras de carga y lazos de anclaje para el encordado. El encordado se vincula a estas costillas alternadas según cuatro puntos de anclaje distribuidos a lo largo de la cuerda. Las líneas ancladas al borde de fuga, son líneas de comando. La configuración en 'cascada' del encordado reduce el peso, el volumen y la resistencia aerodinámica del paracaídas, además de ser parte de la configuración estructural del sistema.

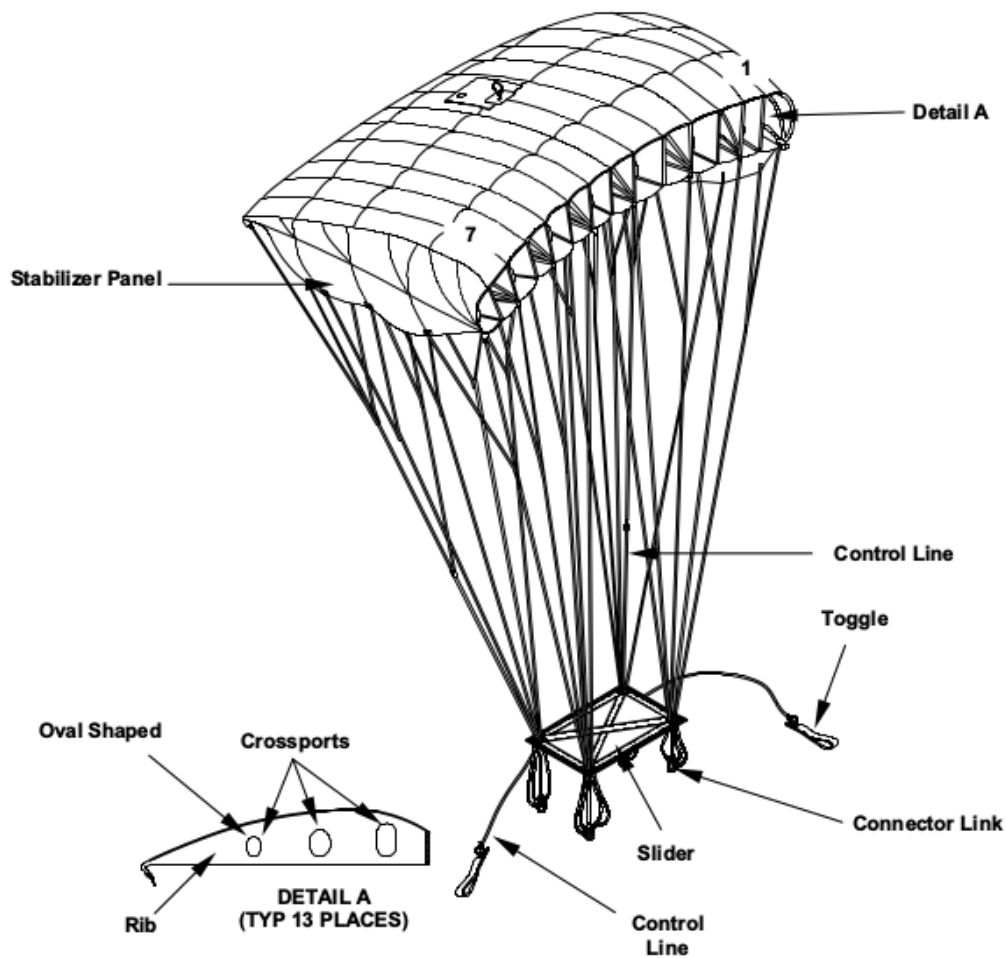


Figura 1: Esquema del velamen, encordado y bandas del sistema MC-4.

El Cuadro 1 presenta algunas características generales del sistema MC-4, extraídas del manual técnico Ref.: [2].

Performance/Descripción	Características	Obs.
Relación de planeo máxima	3 a 1	-
Envergadura	28.5 ft (8.7 m)	-
Cuerda	13.0 ft (4.0 m)	-
Área	370 sq ft (34.4 m ²)	-
Carga máxima suspendida	360 lb (163.4 Kg)	-
Rango de velocidad horizontal	10 a 25 mph (4.5 a 11.2 m/s)	-
Velocidad de descenso	14 a 16 fps (4.3 a 4.9 m/s)	Sin Frenos
Velocidad de descenso	6 a 10 fps (1.8 a 3.0 m/s)	Frenos al 50 %
Velocidad de descenso	2 a 6 fps (0.6 a 1.8 m/s)	Frenos al 100 %
Velocidad de apertura	0 a 150 KIAS	-
Altitud de apertura	2000 a 25000 ft (600 a 7600 m)	-

Cuadro 1: Características generales del paracaídas MC-4. (Ref.: [2])

Las velocidades de avance y descenso quedan determinadas por el peso suspendido, el ángulo del paracaídas con respecto al suelo y el nivel de accionamiento simétrico (frenos) de las líneas de comandos. El MC-4 puede ser controlado utilizando dos líneas de comando, una izquierda y otra derecha. Cada una de ellas se ramifica en cinco cordones que se vinculan al borde de fuga del velamen. Tirando de ellas, el velamen girará a la izquierda (cuando se tira de la línea de comando izquierda) o la derecha (cuando se tira de la línea de comando derecha). Tirando de ambas líneas de comando en forma simultánea, la velocidad de descenso y la velocidad de vuelo horizontal, se reducen.

El paracaídas MC-4 también utiliza un 'slider' que retarda el inflado del velamen y controla la apertura, reduciendo los niveles de cargas en esta fase inicial del vuelo.

Desde los registros de trayectoria y rumbo medidos en dos saltos con paracaídas de este tipo, con una masa suspendida total aproximada de 100 Kg, se encuentra que el velamen gira a una tasa aproximada de 0.92 °/s, por cada mm de aplicación asimétrica de comandos¹ y que:

- La velocidad de descenso promedio es de 4 m/s.
- La velocidad de avance promedio es de 11.3 m/s.
- La relación de planeo media es de aproximadamente 2.8 a 1.

Todos estos valores se corresponden con los declarados por el fabricante en el documento Ref.: [2]. (Ver Cuadro 1.)

5.2. Módulo de Comando

El Módulo de Comando/Control, es el componente central del sistema y, en particular, del proyecto. Consiste en un gabinete metálico con herrajes de sujeción para el paracaídas y la carga, que internamente transporta la computadora de vuelo, los sensores, los actuadores, las baterías, los sistemas de comunicación y telemetría y todos los elementos necesarios para que el vehículo opere en forma autónoma.

5.2.1. Sensores

La configuración más elemental del sistema propone el empleo de tan solo una antena GPS para llevar adelante la totalidad de las acciones de guiado sobre el vehículo. Sin embargo, las pruebas realizadas sobre los diferentes demostradores a escala (Etapa #1 del proyecto), muestran que la propuesta es conceptualmente correcta, pero probablemente insuficiente, si lo que finalmente se desea es precisión en el arribo. Así es que existen numerosos factores y situaciones que exigen ir un poco más allá de la proposición inicial. Por ejemplo:

- No es posible asegurar la recepción de señal GPS dentro de la aeronave de transporte. En consecuencia, después que se halla dejado caer la carga, se esperará a que esta señal tenga calidad adecuada, dada por la cantidad de satélites disponibles en línea visual. Esta fase de adquisición podría demorar hasta 50

¹Parámetro cuyo valor resulta de significativa importancia para el ajuste de las ganancias de los algoritmos de control de rumbo.

segundos, si se emplea un GPS de calidad estándar (cold start time). Durante este proceso, el sistema opera en lazo abierto (sin control), siendo incluso una posibilidad que el vehículo escape por afuera de la 'envolvente de arribo'².

- Es otra posibilidad que, durante el vuelo, la antena GPS no pueda conectar con un número suficiente de satélites y deje de proporcionar información, ya sea porque algo la cubre (nubes, velamen, otro objeto) o porque el módulo de comando circunstancialmente ha quedado en alguna posición inconveniente.
- La medición de altitud del GPS presenta fuertes errores como para ser despreciados en esta aplicación, sobre todo durante el circuito de aproximación para el aterrizaje, cuando el vehículo se encuentra próximo al suelo.
- Aún cuando fuera posible medir altitud con exactitud, esta información sirve de poco si, al mismo tiempo y con el mismo nivel de error, no se conoce la altitud del punto de destino.
- Las mediciones de rumbo del GPS resultan en general adecuadas, excepto en aquellos casos donde el vehículo se mueve a muy baja velocidad con respecto al suelo (contra viento, por ejemplo, con viento fuerte). En tal condición, la estimación de rumbo del GPS puede presentar graves errores, indicado de instante en instante valores de rumbo diametralmente opuestos.

Muchas de estas dificultades pueden ser resueltas mediante la inclusión de sensores adicionales, tales como: unidades inerciales, GPS diferencial³, un barómetro, un compás magnético, cámaras y algoritmos de procesamiento de imágenes, etc. Estos sensores extra pueden proporcionar información complementaria a la del GPS, ayudando a reducir errores, y también trabajando como sistemas de respaldo (backup) cuando el GPS muestra problemas.

Lamentablemente, incluso el empleo simultáneo de todas estas opciones, no resuelve en forma completa la lista de dificultades planteada arriba. Y, sin lugar a dudas, complejiza y encarece el equipo, además de exigir una fuerte carga de trabajo en desarrollo a nivel de software para combinar convenientemente la información proveniente de cada uno de los múltiples sensores.

Así, la propuesta en relación a los sensores que equipan el módulo de comando del 'Paracaídas Comandado Autónomo para Entrega de Cargas (100 Kg)', consiste en utilizar la configuración elemental, que solo emplea GPS, complementada con:

- Una Antena GPS Extra: que, colocada en otra posición y orientación sobre el módulo de comando, ayude a reducir la probabilidad de pérdida de señal GPS.
- Un Radioaltímetro: que permita medir la distancia vertical entre el paracaídas y el suelo, en la vecindad del punto de arribo. Esto permite reducir significativamente los errores en la medición de altitud y resuelve el problema, para nada menor, de conocer con exactitud la altitud de la región de aterrizaje. Como el costo de estos sensores crece en forma no lineal con el incremento del rango máximo de medición, para elevados niveles de vuelo se utiliza la información estándar que proporciona el GPS, mientras que el radioaltímetro se pone operativo a media/baja altura para cerrar la navegación maximizando las posibilidades de arribo al punto deseado.

Llegado el caso, se podría quizás incorporar un Compás Magnético que sirva de respaldo en la medición de rumbo cuando la velocidad del vehículo con respecto al suelo⁴ adopte valores muy pequeños o ante la eventual pérdida de señal GPS, durante el vuelo. En este último caso el compás magnético es incapaz de proporcionar la información necesaria para resolver la navegación del vehículo y, en consecuencia, el sistema de control tan solo puede limitarse a seguir un rumbo fijo hasta que el GPS vuelva a entrar en servicio.

Con un criterio similar, también es una opción de mejora adicionar un Barómetro que ayude a mejorar la información de altitud proporcionada por el GPS, además de oficiar como un sensor de backup en la medición de altitud ante la eventual pérdida de señal GPS, durante el vuelo.

El sensor barométrico requiere el ajuste de su 'cero' y la altura de presión indicada se ve afectada por cambios en las condiciones atmosféricas. Esto es una característica que se considera desfavorable en el sentido que

²Región en el espacio que, dadas las condiciones del lanzamiento, garantiza la llegada del paracaídas al punto de destino, si es que el sistema recupera su capacidad de control.

³Notar que el empleo de GPS Diferencial va en contra de la 'autonomía' del sistema. Sin embargo, se trata de una herramienta extremadamente potente para los casos en los que pueda ser utilizada.

⁴Ground speed.

complejiza el sistema, sobre todo, su operación.

Considerando las posibilidades que ofrece el mercado local, una alternativa de calidad para el sensor de posición es la antena GPS GARMIN 19X HVS ANTENA 010-1010-00. Se trata de un producto de alta precisión, con frecuencias de actualización de hasta 10 Hz para los datos de posición, velocidad y tiempo. Esta antena puede trabajar con diferentes sistemas satelitales, incluidos GPS, GLONASS, Galileo y QZSS. A baja velocidad (< 0.44 m/s), proporciona información de rumbo consistente, característica muy deseable, conforme a lo expuesto arriba. Adicionalmente, su carcasa es robusta, resistente al agua (IPX7) y ofrece al menos tres formas de instalación.



Figura 2: Imagen de la antena GPS GARMIN 19X HVS ANTENA 010-1010-00.

Un producto comercial candidato a ser utilizado como radioaltímetro en esta aplicación es el sensor de medición de distancia óptico LIDAR-Lite v3, de la firma GARMIN. Se trata de un sensor pequeño y liviano, con un rango máximo de medición de 40 m. El consumo de energía es reducido (menos de 130 mA) y permite ajustes en precisión, rango y tiempo de medición. Funciona con una fuente de alimentación de corriente continua de 5 V y se puede conectar a la computadora de vuelo mediante interfaces I2C o PWM.



Figura 3: Imagen del sensor de medición de distancia óptico GARMIN LIDAR-Lite v3.

5.2.2. Sistema de Accionamiento de Comandos y Servoactuadores

Para poder controlar el vehículo es necesario contar con un sistema mecánico que retraiga y/o extienda las líneas de comando del paracaídas, de acuerdo con las órdenes que dicte la computadora de vuelo.

Las acciones de control consisten en desplazamientos mecánicos realizados con determinados niveles de fuerza y velocidad. Los desplazamientos deben ser precisos y la fuerza y la velocidad, suficientes para que la dinámica del actuador no influya desfavorablemente en la dinámica del vehículo, operando en modo automático. Adicionalmente, el sistema debe ser escalable y compacto, evitando elementos protuberantes que puedan

dañarse o producir obstrucciones que compliquen el movimiento de los mandos y/o generen desplazamientos diferentes de los deseados.

Así, conforme con lo señalado en el informe técnico Ref.: [3], no son muchas las opciones para satisfacer estos requerimientos mecánicos, y menos aún si se toma en cuenta que el sistema debe retraer o extender, con precisión, 'una cuerda' (línea de comando).

Las dificultades principales son:

- La cadena cinemática/mecánica no se puede ver alterada.
- No es lo mismo retraer una línea de comando que extenderla. Una cuerda no presenta rigidez en compresión, con lo cual, la extracción de la misma se vuelve un serio problema cuando, por el motivo que fuere, la cuerda ha perdido tensión.

Teniendo en cuenta todo lo anterior, se propone utilizar un dispositivo mecánico formado por un **torno acanalado helicoidal** que arrolla ordenadamente un **cable de acero** entre los surcos del helicoide y una **carcasa plástica**, de bajo coeficiente de fricción y muy resistente al desgaste, que evita que el cable de acero se descarrile y desordene.

El empleo del torno permite cumplir con los requerimientos de desplazamiento, fuerza y velocidad. El helicoide sobre su superficie cilíndrica le proporciona precisión al sistema ya que fija el radio de accionamiento y acomoda el cable retraído de manera ordenada ayudando a evitar bloqueos.

El uso del cable de acero resuelve en parte los inconvenientes señalados para el proceso de extracción⁵, dado que ofrece cierto nivel de rigidez en compresión, la misma resulta suficiente para que el cable pueda ser extraído sin obstrucciones, aún cuando la línea de comando haya perdido tensión.

La carcasa plástica cubre y protege al sistema. Además, forma canales entre su pared interna y los surcos del helicoide del torno, evitando que el cable arrollado se desordene. También contribuye significativamente al proceso de extracción del cable ya que, cuando el torno gira en el sentido de liberar el comando (extracción), el cable 'se hincha' radialmente y se apoya con fuerza sobre la pared cilíndrica interna de la carcasa. Si el material de la misma no tuviese un muy bajo coeficiente de fricción (estático y cinemático), la eficiencia del sistema se vería degradada e incluso podría no funcionar. Una función adicional de la carcasa plástica, es guiar el cable hacia la salida del sistema de accionamiento de comandos, donde se vincula mecánicamente con la línea de comando.

Desde la evaluación de los prototipos construidos, se encuentra que⁶ el diseño propuesto resulta muy compacto, confiable y fácilmente escalable.

Por otro lado, los tornos del sistema de accionamiento de comandos, deben ser impulsados por servo-motores. Dado el desplazamiento, la velocidad y los niveles de fuerza requeridos (Ver Cuadro 2), no se encuentra comercialmente un producto autocontenido que satisfaga las necesidades del dispositivo mecánico y, en consecuencia, los actuadores son construidos a partir del ensamble de un moto-reductor, un sensor de posición angular resistivo multi-vuelta y un driver PWM con control de velocidad y posición.

⁵Notar que esto es fundamental para el correcto funcionamiento del sistema y que también es una contribución significativa a la precisión en los desplazamientos.

⁶También se encuentra que los plásticos de bajo coeficiente de fricción y resistentes al desgaste, pueden ofrecer ciertas dificultades en el proceso de mecanizado si no se emplean las herramientas adecuadas y no se ajustan las velocidades convenientemente.

Descripción	Características	Obs.
Mecanismo de Accionamiento:		
Barrido Angular	Multi-vuelta	Ambos sentidos de giro.
Error Angular Máximo Permitido	1°	-
Desplazamiento Total	1200 mm	600 mm en ambos sentidos.
Velocidad	0.4 m/s	1200 mm en menos de 3 segundos.
Fuerza Máxima (Línea de Comando)	100 N	Tiempo de aplicación: 10 s.
Fuerza de Régimen	60 N	Continua.
Fuerza de Frenado	20 N	Deseable.
Radio del Torno	< 60 mm	-
Servo-Motor:		
Señal de Control	PWM	-
Tipo de Motor	Moto-Reductor	Evaluar motores 'paso a paso'.
Dimensiones Máximams	200x100x100 mm	Reducidas.
Masa	Mínima	< 1.5 Kg c/motor
Resistencia en Corte del Eje	> 150 N	-
Costo	Razonable	-

Cuadro 2: Requerimientos generales del Sistema de Accionamiento de Comandos y sus Servo-Actuadores.

De los moto-reductores estudiados y seleccionados como candidatos para ser utilizados en esta aplicación, se propone utilizar el IGNIS MR10B-024050-104. Este modelo de moto-reductor se encuentra formado por un motor de corriente continua con escobillas, que opera a una tensión nominal de 24 VDC, y un sistema de transmisión por engranajes que reduce la velocidad de rotación a aproximadamente 100 r.p.m. Su peso es ligeramente elevado, pero cumple satisfactoriamente con el resto de los criterios de selección.

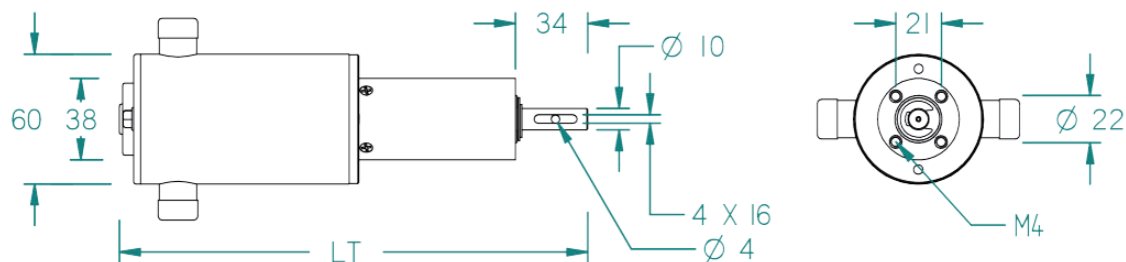


Figura 4: Dimensiones generales del moto-reductor IGNIS MR10B-024050-104.

Para retroalimentar la posición y velocidad angular del torno, se propone emplear, al menos inicialmente, potenciómetros lineales multivuelta BURNS de 5 K Ω y 2 W.



Figura 5: Imagen del potenciómetro lineal multivuelta BURNS.

Para alimentar los moto-reductores controlando la velocidad y desplazamiento angular del torno, se propone el empleo del driver RoboClaw 2x30A Motor Controller. Se trata de un driver diseñado para controlar simultáneamente dos motores de corriente continua operando a 30 A continuos (cada uno), con un máximo de 60 A (de pico), por canal. Se puede configurar para controlar los motores en lazo abierto o cerrado, utilizando diferentes modos.



Figura 6: Imagen del driver y controlador RoboClaw 2x30A Motor Controller, para el moto-reductor.

5.2.3. Computadora de vuelo

En el informe técnico Ref.: [10], se presenta una revisión de diferentes micro controladores y sus placas de desarrollo, con el objeto de proponer una alternativa actualizada y mejorada para la computadora de vuelo del módulo de comando del paracaídas. Específicamente, el documento compara las cualidades y el potencial desempeño de 4 micro controladores diferentes, disponibles en los siguientes modelos de placas de desarrollo:

Microcontrolador	Plada de Desarrollo
AT 2560	Arduino Mega
ARM Cortex M0+	Arduino M0
NXP ARM Cortex M4F	Teensy 3.6
XTensa LX6	LoPy 4

Cuadro 3: Microcontroladores y Modelos de Placas de Desarrollo.

Todos ellos, pensados en condición de sustitutos del hardware actual de autopiloto, tomando en cuenta la posibilidad de ampliación futura del sistema mediante la inclusión de nuevos periféricos y el esfuerzo que implica migrar el código del autopiloto existente al nuevo hardware.

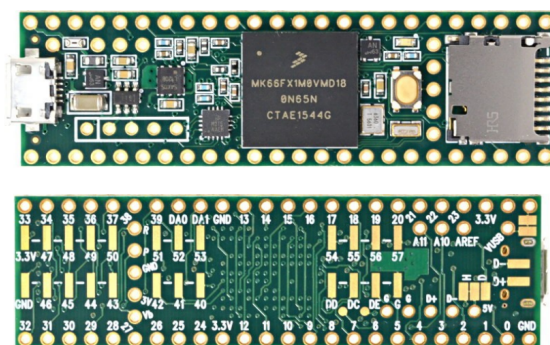


Figura 7: Placa de desarrollo Teensy 3.6.

El trabajo concluye que la placa de desarrollo que presenta el mejor balance entre ampliación de las capacidades del hardware disponible actualmente y esfuerzo para migrar el código es el modelo Teensy 3.6 ya que la misma dispone de un micro controlador más potente que la placa de autopiloto disponible actualmente, además de ampliar la cantidad de periféricos disponibles para conectar sensores y sistemas auxiliares a la misma y es compatible con las librerías de AVR y Arduino que están siendo utilizadas en el software de

control.

5.2.4. Baterías

Con base en el perfil de misión descrito más arriba, se realiza una estimación aproximada y conservativa de las características técnicas que deben satisfacer las baterías (fuente de alimentación del circuito eléctrico del módulo de comando).

Los modelos de moto-reductores seleccionados exigen el empleo de fuentes de alimentación de 24 V de corriente continua.

Por otro lado, se asume que, para una 'misión típica' el patron de consumos es aproximadamente el descrito en el Cuadro 4.

Fase del Vuelo	Corriente [mA]	Tiempo [min]	Energía [mAh]
Preparación en Tierra	500	30	250
Auto-Test	1200	5	100
Vuelo Pre-Lanzamiento	500	15	125
Navegación - Consumo Elevado	12500	6	1250
Navegación - Consumo Medio	7500	9	1125
Navegación - Consumo Reducido	2900	15	725
Espera en Tierra	1700	60	1700
	Subtotal:	140	5275
	Imprevistos (15 %):	-	792
	Total:	-	6067

Cuadro 4: Perfil aproximado de consumos durante una 'misión típica'.

Así, como una primera aproximación, se requiere una fuente de alimentación de 24 VCC y 6100 mAh, con capacidad de entregar una corriente de 15 A en forma continua.

Una batería que satisfaga estos requerimientos resulta en general muy pesada y voluminosa, a menos que se trate de una batería Litio-Polímero.

Sin embargo, esta tecnología (LiPo), presenta antecedentes de haber sido causa de explosiones y del inicio de incendios. En consecuencia, son consideradas peligrosas y no está permitido su transporte en aeronaves, a menos que satisfagan ciertos estándares de certificación.

Por otro lado, las baterías son parte del equipamiento del Módulo de Comando del sistema de entrega de cargas y podrían, eventualmente, estar sujetas a fuertes golpes; principalmente producidos durante el aterrizaje. Esto es también un agravante ante la posibilidad de explosiones o incendio.

De manera que, la selección de las baterías no es un tema completamente resuelto. No obstante, se realiza una propuesta preliminar que permita avanzar con el desarrollo de los demás elementos mientras se examinan otras posibilidades para la fuente de energía. Esta propuesta preliminar sugiere emplear un pack de 7 baterías recargables FENIX 26650 ARB-L4-4800 Li-Ion, de 3.7 VDC y 4800 mAh, con las siguientes características:

- Tensión: 25.9 V (7S)
- Capacidad: 4800 mAh
- Corriente de régimen: 4.8 A (1C)
- Dimensiones: (7x) 26.5x70.5 mm
- Masa: 0.686 Kg
- Ciclos de carga: 500

- Estructuralmente diseñadas para una mejor resistencia al impacto.



Figura 8: Batería FENIX 26650 ARB-L4-4800 Li-Ion, de 3.7 VDC y 4800 mAh.

5.2.5. Interface con el Usuario

El módulo de comando para paracaídas comandado autónomo requiere de una interfaz de selección y presentación de datos sencilla para que el usuario pueda interactuar con el módulo de comando durante la preparación de la carga antes del lanzamiento del sistema. Las funciones que debe cumplir esta interfaz son las siguientes:

- Capacidad para indicar en todo momento el estado interno del módulo de comandos.
- Configuración de parámetros críticos antes del lanzamiento.

Se propone implementar esta interfaz de usuario mediante la utilización de un display de led de 16 columnas y 4 filas (o similar), un teclado de 6 teclas sencillo (4 teclas de desplazamiento y 2 de comando), 3 leds de alta intensidad de colores rojo, ambar y verde que funcionen como indicadores visuales rápidos del estado del módulo de comando. Para que este sistema sea modular se propone, además, separar el control de la interfaz de usuario de la computadora de vuelo principal e incorporar un microcontrolador sencillo que funcione de manera independiente y que se encargue del control del display y del teclado. La comunicación de este módulo con la computadora de vuelo se realizaría usando algún protocolo de comunicación estándar (I2C, SPI, UART, etc.).

El flujo de operación propuesto para la interfaz de usuario se muestra en la figura 9; en el mismo existen dos modos de operación: "automático" y "de edición". En el modo automático la interfaz de usuario muestra el estado del módulo de comando mediante información que se escribe en el display, por ejemplo, el nivel de carga de batería, la calidad de la señal de GPS, etc. y señales luminosas a través de los tres leds de estado (la información proviene de la comunicación con el autopiloto). En este modo, el display puede alternar entre varias pantallas dependiendo que información se quiera visualizar y la interfaz opera de manera autónoma sin que tenga que intervenir el usuario. En el modo "de edición" se accede a una lista de parámetros que se pueden modificar en tiempo real mediante una entrada de datos del usuario. Para ello se provee 4 teclas que representan un cursor que permite al usuario navegar por los menús e ingresar datos; además existen dos teclas extras que permiten confirmar una acción o cancelarla. La salida de este modo de operación se prevé después de que el usuario no presione tecla alguna por un determinado lapso de tiempo retornando al modo automático.

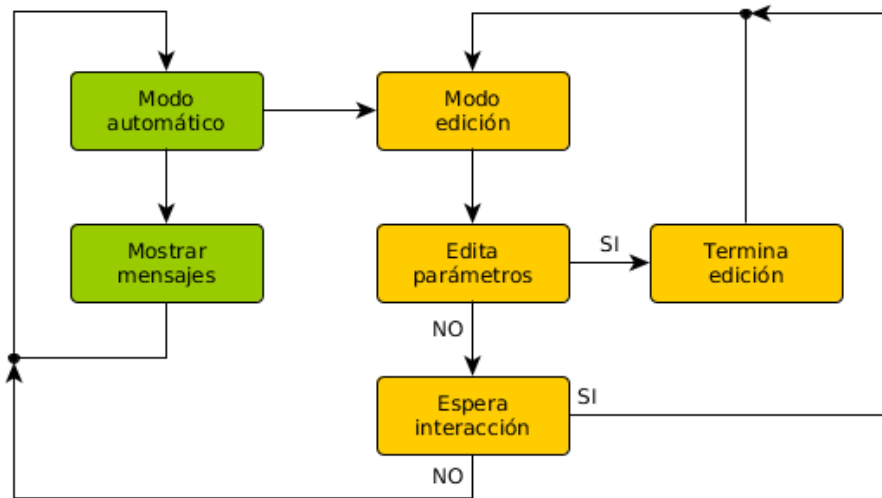


Figura 9: Esquema del flujo de operación de la Interfaz.

La propuesta inicial de los parámetros que se podrán editar desde la interfaz de usuario es la siguiente:

- Coordenadas del punto de destino (target): latitud, longitud y altitud.
- Datos de viento: velocidad y dirección.
- Información sobre la carga: peso.
- Coordenadas del punto de lanzamiento: latitud, longitud y altura.
- Entrada de parámetros mediante una dupla: Código - Valor.
- Configuraciones avanzadas.
 - Tipo de controlador.
 - Ejecución del modo de medición de viento.
 - Ejecución del modo de auto-sintonización.
- Opción para cambiar el conjunto de unidades en las cuales visualizar los parámetros del autopiloto.
- Opción para cambiar el formato de visualización de los parámetros, especialmente para los datos de latitud y longitud. Los mismos pueden estar en grados decimales o en grados sexagesimales.
- Opción de armado/desarmado antes del lanzamiento.



Figura 10: Imagen del teclado y display del Módulo de Control.

5.2.6. Gabinete

El gabinete del módulo de comando consiste en una caja cerrada, construida en aleación de aluminio de alta resistencia, cuya función es transportar y proteger a los componentes y equipos electrónicos necesarios para el guiado del vehículo y oficiar de eslabón mecánico/estructural entre el paracaídas y la carga transportada.

La carga útil se vincula al gabinete desde la parte inferior del mismo utilizando cuatro puntos fuertes, posicionados en las esquinas. Estos puntos consisten en herrajes mecanizados en acero inoxidable austenítico AISI 304 (Ref.: [5]) que resisten y transmiten a la carga útil, las fuerzas producidas por el velamen, provenientes desde el encordado y el sistema de bandas que, sobre los mismos puntos de anclaje, pero desde la parte superior del gabinete, se separan según: (i) las bandas A hacia la parte anterior del gabinete y (ii) las bandas B hacia la parte posterior del mismo⁷. Los cordones de comando se vinculan independientemente a los servo-actuadores del sistema de accionamiento de comandos.

Notar que la arquitectura propuesta para el sistema de bandas minimiza los esfuerzos sobre el gabinete dando continuidad al encordado del paracaídas desde el velamen hasta la carga. Adicionalmente y conforme con el documento Ref.: [7], esta configuración ata, dentro de ciertos límites, la cinemática del módulo de comando a la del velamen evitando que los sensores se encuentren sujetos y así capten oscilaciones adicionales producidas como consecuencia de los elevados niveles de momento de inercia que eventualmente puede ofrecer una carga.

La unión de las bandas con los herrajes se realiza mediante grilletes o mosquetones (Ref.: [5]).



Figura 11: Mockup digital del Gabinete del Módulo de Comando.

⁷Cabe destacar que el 'slider' tiene dimensiones (entre agujeros) 550 x 500 mm, mientras que el gabinete tiene dimensiones 400 x 300 mm. Esto significa que, si bien aún tiene que ser evaluado su desempeño, el slider no encontraría obstáculos geométricos para descender hasta las bandas, dada la configuración propuesta para las bandas, en el momento de la apertura.

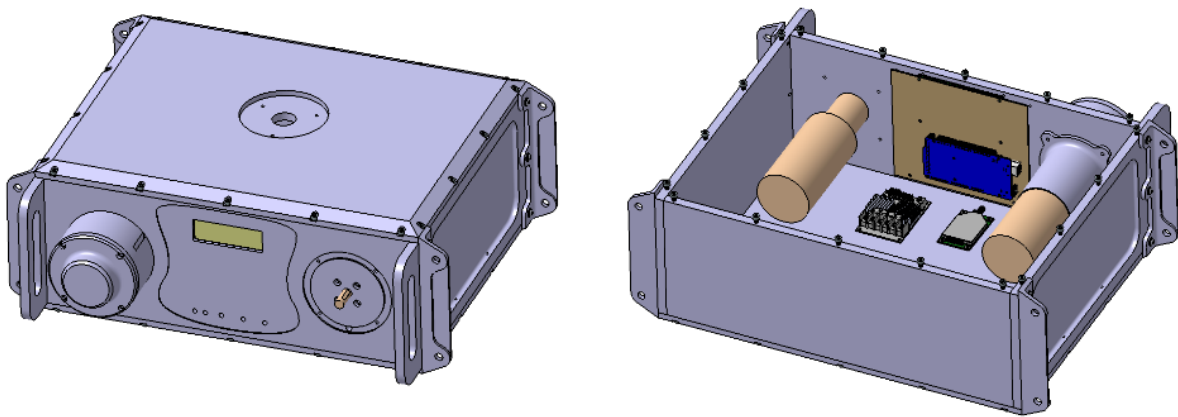


Figura 12: Disposición de algunos de los componentes internos del Módulo de Comando.

5.2.7. Nombre y Logotipo

Para identificar al sistema de entregas y, en particular, al módulo de control, se le asigna el nombre **AEROPAD**, que combina la palabra 'aero', que hace referencia al medio 'aire', y las siglas 'P.A.D.', que significan en idioma Inglés 'Precision Aerial Delivery'.

También se define un logotipo, mostrado en la Figura 13, para simbolizar e identificar al producto.



Figura 13: Logotipo AEROPAD.

5.3. Carga Útil

La carga útil tiene que ser preparada en forma segura a fin de evitar dificultades durante las tareas de handling, transporte y navegación, resultando particularmente importante que ésta conserve su configuración durante la apertura del paracaídas (no más de 5 g, en modo HALO) y al hacer contacto con el suelo, en el aterrizaje.

La preparación de la carga no es una tarea siempre sencilla y, en muchos casos, puede convertirse en un trabajo desafiante. Especialmente si se tiene en cuenta la amplia gama de artículos que pueden componer la carga: desde instrumentos electrónicos pequeños y frágiles, hasta estructuras muy voluminosas. El encargado de configurar el contenedor de la carga, no solo debe proteger los artículos que la componen, sino que también debe hacerlo en forma económica.

Así es que, la preparación de la carga que se desea entregar, se debe llevar adelante contemplando los aspectos científico-técnicos del caso, siguiendo buenas prácticas y, principalmente, apelando a una elevada dosis de buen juicio y sentido común.

Documentos como el MIL-HDBK-304 (Ref.: [1]), proporcionan procedimientos ordenados y concisos para el diseño de sistemas de amortiguación efectivos, según lo exija cada aplicación particular. Se sugiere fuertemente utilizarlo como guía, a modo de referencia y/o como material de consulta.

Una aspecto de vital importancia en la preparación del contenedor para la carga útil, es el diseño y dimensionamiento de absorbedores de energía de impacto, en el momento del aterrizaje.

Si bien los dispositivos de atenuación de impacto deben trabajar en forma omnidireccional, ya que no es posible predecir la actitud de la carga en el momento del choque, se considera como una condición de diseño que la energía cinética horizontal del vehículo debe ser disipada durante el deslizamiento de la carga sobre el suelo, mientras que la energía cinética vertical tiene que, necesariamente, ser disipada por atenuadores de impacto (Ref.: [4]).

Si bien existen diferentes posibilidades tecnológicas para los absorbedores de energía, en función de la distancia de frenado, el estudio presentado en el informe técnico Ref.: [6], muestra que la solución tecnológica que más se ajusta para la entrega de una carga de 100 Kg, consiste en el empleo de materiales y/o estructuras de tipo colapsables.

Estos materiales/estructuras colapsables tienen que ser diseñados y dimensionados para absorber/disipar la totalidad de la energía cinética de la carga, dentro del 70 % de deformación específica unitaria del atenuador. Adicionalmente, la energía devuelta debe ser minimizada a los fines de evitar potenciales rebotes y/o vuelcos de la carga.

Si bien puede resultar una obviedad, la disponibilidad y el costo del atenuador seleccionado se vuelven factores muy importantes en lo que se refiere al lanzamiento de cargas. Tan es así que, para este tipo de operaciones y dentro de ciertos límites, es posible priorizar el costo frente a la confiabilidad del sistema (Ref.: [4]). Los atenuadores de impacto colapsables **no son reutilizables**.

Resultados de ensayos realizados sobre probetas de espuma polimérica (Ref.: [6]) señalan que, si bien éstas pueden producir niveles de Factores de Desaceleración al Impacto reducidos, su empleo puede conducir al vuelco de la carga transportada, como consecuencia de la gran cantidad de energía de impacto devuelta.

Las espumas poliméricas se encuentran disponibles en el mercado local, con distintas densidades y presentaciones. Es especialmente sencillo conseguir, a costo razonable, foam de poliestireno conocido comunmente por la marca 'telgopor'.

Los mismos ensayos de impacto, realizados sobre probetas de honeycomb, muestran que este tipo de estructuras resulta significativamente más eficiente que el foam, en cuanto a la capacidad de disipación de energía; haciendo improbable un rebote y posterior vuelco de la carga.

Además, este tipo de arquitectura permite controlar los niveles de los Factores de Desaceleración, ajustando el tamaño de las celdas, el espesor del papel y/o el tipo de papel.

No se ha encontrado en el mercado local un proveedor de estructuras colapsables de papel, del tipo honeycomb.

Los disipadores de energía construidos a base de espumas poliméricas o papel, resultan transparentes a las señales de radio.

6. Equipos de Tierra

6.1. Estación Terrena

En general, una Estación de Control Terrena (GCS) es un centro de control que cuenta con las instalaciones necesarias para monitorear y controlar, en forma remota, uno o varios vehículos no tripulados.

Entre los sistemas y equipos que la componen resultan esenciales una interfaz con el usuario, una computadora y equipos de comunicación y telemetría.

Por otro lado, el software de una estación terrena es el programa que se ejecuta en la computadora de la misma, llevando adelante el procesamiento de todos los datos que permiten la visualización de parámetros de vuelo, la comunicación con los vehículos y la introducción de acciones correctivas o de control, según sea necesario.

El empleo de una computadora portátil resulta suficiente para satisfacer las necesidades de hardware de una base terrena que permita monitorear y controlar Paracaídas Autónomos, ya sea en la fase de desarrollo del sistema, o en vistas de su utilización en servicio.

Desde el punto de vista de la interfaz con el usuario, una computadora portátil no requiere aditamentos, excepto prever algún tipo de protección para la pantalla, a fin de evitar que la luz del día (o del sol) impida su visualización.

En cuanto a las comunicaciones y telemetría, es necesario incorporar un módulo receptor/transmisor que, dependiendo del alcance que se exija, puede variar su elección.

De los estudios y pruebas realizados sobre los prototipos a escala, se considera que un dispositivo adecuado para transmisión de datos es el módulo Digi XTend 900 MHz. Se trata de un componente de bajo costo y que ofrece alcances muy satisfactorios para la aplicación en cuestión. Además, requiere potencias mínimas y proporciona una entrega de datos muy confiable ya que utiliza FHSS (Frequency Hopping Spread Spectrum) para evitar interferencias saltando a una nueva frecuencia en cada transmisión o retransmisión de paquetes. Su potencia de transmisión es ajustable por software de 100 mW a 1 W.

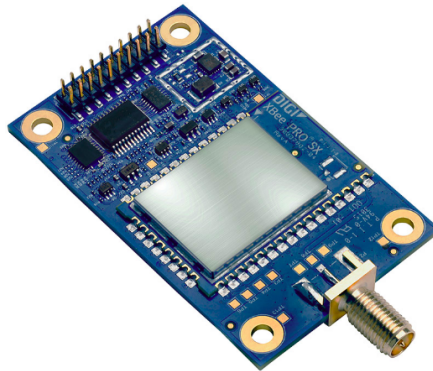


Figura 14: Módulo de transmisión de datos Digi XTend 900 MHz.

En cuanto al software, si bien existen herramientas OpenSource disponibles con la capacidad de hacer seguimiento y navegación de vehículos autónomos (QGroundControl, Simple-GCS y APM-ArduPilot, entre otros), tales códigos no atienden en forma completa a las necesidades del proyecto. Principalmente, en la etapa de desarrollo del sistema de entrega de cargas, la base terrena se convierte en una herramienta fundamental durante la ejecución de maniobras específicas y el monitoreo y registro de datos de particular importancia para el modelado matemático del sistema y para practicar ajustes sobre los algoritmos de control. El informe técnico Ref.: [11], presenta el desarrollo del software de la Estación de Control Terrena IUA-GCS, pensado 'ad hoc' para satisfacer los requerimientos del Proyecto PIDDEF 038/14. El código está escrito en Qt Creator 5 y puede ser compilado para operar bajo los sistemas operativos windows o linux, siendo más recomendable el segundo.

6.2. Protocolo de Comunicación

Las comunicaciones entre el vehículo y la estación terrena, y de ésta con el primero, se llevan a cabo mediante el uso del protocolo de comunicación y el algoritmo de recepción y envío de comandos definidos y descritos en los informes técnicos Ref.: [9] y [8].

El primero de ellos presenta el desarrollo de un protocolo de comunicación simple, inspirado en el protocolo MAVLink, que puede ser utilizado en un microcontrolador con arquitectura de 8bit (con limitaciones significativas en cuanto a memoria y capacidad de cálculo).

El protocolo funciona mediante un nodo de comunicación que permite conectar diferentes sistemas a través de un dispositivo de hardware único; el envío y recepción de mensajes se realiza mediante dos buffer circulares en donde se leen y escriben los datos codificados de los mensajes. El mismo está basado en mensajes estructurados compuestos por un encabezado, un paquete de información y un fin de mensaje. El encabezado permite identificar mensajes específicos, el paquete de información es de longitud variable de acuerdo al mensaje y el fin de mensaje incluye un control de integridad del mismo mediante un checksum simple de toda la información que contiene el mensaje. El mismo informe presenta una librería implementada utilizando lenguajes C/C++ para leer y escribir los mensajes en un espacio de memoria administrado mediante dos buffers circulares. A partir de la misma se pueden desarrollar los mensajes particulares que se quieran implementar para enviar y recibir información por telemetría.

El segundo informe técnico (Ref.: [8]) define un protocolo de comandos para solicitar, recibir y cambiar los parámetros internos de un sistema dado, a demanda.

El protocolo de comandos funciona por medio de un intérprete de comandos que se encarga de administrar

el envío y recepción de comandos, así como también de redirigir los mismos hacia los diferentes componentes que forman un sistema. La implementación actual sólo permite procesar un comando a la vez, por lo que una vez iniciado el proceso de comunicación, el intérprete rechaza todos los comandos nuevos que se intenten enviar o que se reciban por medio del protocolo de comunicación.

Se encuentran implementados dos comandos básicos: solicitud del valor de un parámetro y escritura del valor de un parámetro. En el primer caso, el proceso de comunicación se inicia enviando un comando de solicitud del valor de un determinado parámetro; el sistema que envía la petición inicia un conteo de tiempo para esperar la respuesta. El sistema al que va dirigida solicitud, lee el valor del parámetro solicitado y envía un comando de respuesta con el mismo. El primer sistema recibe el comando de respuesta y procesa el valor recibido. El comando de escritura funciona de manera similar, pero el comando de petición de escritura contiene el nuevo valor para el parámetro. El sistema al que va dirigida la petición, luego de cambiar el parámetro, envía como respuesta el nuevo valor del parámetro.

La estructura de los comandos es integrada como un mensaje especial dentro del protocolo de comunicación ADSLink. El informe presenta una librería implementada utilizando lenguajes C/C++ que administra el envío y recepción de comandos que llegan a través del protocolo de comunicación ADSLink. El trabajo ofrece, además, resultados de mediciones del tiempo de ejecución para procesar un comando de solicitud de valor y un comando de solicitud de escritura de parámetro en un microcontrolador de 8bit.

7. Comentarios

El informe presenta un resumen del diseño del sistema de entrega de cargas de 100 Kg, conteniendo información suficiente y lineamientos generales para la construcción y evaluación de un primer prototipo en escala 1:1.

El empleo de un paracaídas comercial y de uso personal como el MC-4, resuelve de raíz la necesidad de estudiar la aerodinámica, las performances y la respuesta mecánica de un nuevo paracaídas. Además, evita tener que diseñar un contenedor y definir un sistema de extracción y apertura. Todo esto significaría, prácticamente, el diseño de un paracaídas comandado.

Como un beneficio adicional, el sistema MC-4 es un equipo certificado, muy probado y al que se tiene acceso/disponibilidad.

La selección de los diferentes componentes y equipos, así como las pautas de diseño y las consideraciones prácticas planteadas, están basadas en los resultados de los estudios y experiencias llevados adelante a lo largo del proyecto.

La selección de las baterías que equipan al Módulo de Comando es un tema aún no resuelto. La sugerencia de selección realizada en este informe apunta a avanzar con el desarrollo del resto de los elementos que componen el equipo, mientras se examinan otras alternativas para la fuente de energía.

Los algoritmos de control guiado y navegación del documento Ref.: [7], han sido simulados, implementados y probados en su mayoría. Éstos pueden ser utilizados como la versión inicial del código del auto-piloto, hasta tanto se esté en capacidad de mejorarlos.

Finalmente, este informe técnico completa la elaboración y entrega de la totalidad de los entregables comprometidos en el marco del Proyecto PIDDEF 038/14 'Paracaídas Comandado Autónomo para Entrega de Cargas'.

Referencias

- [1] Department of Defense, Unated States of America. *Package Cushioning Design (MIL-HDBK-304C)*, 1997.
- [2] Headquarters, Department of the Army. *MC-4 Ram Air Free-Fall Personnel Parachute System - Technical Manual*, 2003.
- [3] J. Jromei. Diseño, fabricación y ensayo de diferentes configuraciones para el sistema de accionamiento de comandos en un paracaídas autónmo. Technical report, Departamento Mecánica Aeronáutica - Facultad de Ingeniería - Centro Regional Universitario Córdoba IUA - Universidad de la Defensa Nacional, 2018.
- [4] T. W. Knacke. *Parachute Recovery Systems - Design Manual*. Para Publishing, 1992.
- [5] A. Liberatto and J. Jromei. Dimensionamiento de los herrajes de sujeción del módulo de comando - paracaídas comandado autónomo para entrega de cargas - proyecto piddef 038/14. Technical report, Departamento Mecánica Aeronáutica - Facultad de Ingeniería - Centro Regional Universitario Córdoba IUA - Universidad de la Defensa Nacional, 2018.
- [6] A. Liberatto and J. Jromei. Sistema de atenuación de impacto en aterrizaje - paracaídas comandado autónomo para entrega de cargas - proyecto piddef 038/14. Technical report, Departamento Mecánica Aeronáutica - Facultad de Ingeniería - Centro Regional Universitario Córdoba IUA - Universidad de la Defensa Nacional, 2018.
- [7] A. Liberatto and D. Llorens. Modelo matemático y algoritmos de control primario - paracaídas comandado autónomo para entrega de cargas - proyecto piddef 038/14. Technical report, Departamento Mecánica Aeronáutica - Facultad de Ingeniería - Centro Regional Universitario Córdoba IUA - Universidad de la Defensa Nacional, 2017.
- [8] D. Llorens. Implementación del envío y recepción de comandos para el protocolo de comunicación adsl-link. Technical report, Departamento Mecánica Aeronáutica - Facultad de Ingeniería - Centro Regional Universitario Córdoba IUA - Universidad de la Defensa Nacional, 2017.
- [9] D. Llorens. Protocolo de comunicación para microcontrolador de 8 bit. Technical report, Departamento Mecánica Aeronáutica - Facultad de Ingeniería - Centro Regional Universitario Córdoba IUA - Universidad de la Defensa Nacional, 2017.
- [10] D. Llorens. Revisión de microcontroladores para computadora de módulo de comando para paracaídas. Technical report, Departamento Mecánica Aeronáutica - Facultad de Ingeniería - Centro Regional Universitario Córdoba IUA - Universidad de la Defensa Nacional, 2018.
- [11] G. Weht. Descripción general software base terrena iua-gcs. Technical report, Departamento Mecánica Aeronáutica - Facultad de Ingeniería - Centro Regional Universitario Córdoba IUA - Universidad de la Defensa Nacional, 2016.