

Diseño y Construcción de una Computadora de Vuelo para Vehículos Autónomos con Tolerancia a Fallas

Federico Ignacio Nuñez Frau

Tesis de Grado en Ingeniería Electrónica

Directores:

Dr. Ing. Claudio Pose (FIUBA)
Ing. Leonardo Garberoglio (UTN-FRSN)

Jurados:

[Nombre de Jurados] Arial, Regular, 11pt

Índice

1. Objetivo	4
2. Introducción	5
2.1. Computadora de Vuelo	6
2.2. Tolerancia a Fallas y Redundancias	6
3. Estado del Arte	8
3.1. Redundancias en Sistemas de Control de Vuelo en Aviones	8
3.1.1. Comparación de Resultados y Tolerancia a Fallas	9
3.1.2. Bus de Comunicaciones	10
3.2. Redundancias en Sistemas de Control de Vuelo en UAVs	12
3.2.1. Computadoras de Vuelo Comerciales	12
3.2.2. Casos de Trabajos con Componentes COTS	13
4. Análisis de Sistemas Tolerantes a Fallas en General	17
4.1. Características de Sistemas Tolerantes a Fallas	17
4.2. Uso de Redundancias	18
4.2.1. Redundancia Doble	18
4.2.2. Redundancia Triple	19
4.2.3. Necesidad del Sincronismo entre Réplicas	20
4.2.4. Necesidad del Consenso entre Réplicas	21
4.3. Simplificación del Problema	23
5. Diseño y Construcción de la Computadora de Vuelo	25
5.1. Antecedentes en el Desarrollo de la Computadora de Vuelo	25
5.2. Criterios Generales Para la Selección de Componentes	27
5.2.1. Uso de Componentes de Grado Automotriz	27
5.2.2. Longevidad	28
5.2.3. Requerimientos de Conectores	28
5.3. Circuitos y Componentes Seleccionados	28
5.3.1. Microcontrolador	29
5.3.2. Sensor IMU	30
5.3.3. Barómetro	33
5.3.4. Magnetómetro	35
5.3.5. Interfaz de Comunicación CAN	36
5.3.6. Circuito de Alimentación	41
5.3.7. Micro SD	42
5.3.8. Interfaz USB	44
5.3.9. Conector para Módulo GPS	45
5.3.10. Conectores para Salidas de PWM	45
5.3.11. Conectores para Control por Radio	46
5.3.12. Conector para Programación y Debugging por SWD	47
5.3.13. Otras Funcionalidades	47
5.4. Desarrollo del PCB	48
5.4.1. Requerimientos de Manufacturabilidad	48
5.4.2. Requerimientos de Posicionamiento del Sensor IMU	48
5.4.3. Características del PCB	49
5.4.4. Comunicación con el Slot para Tarjeta Micro SD	51
5.4.5. Comunicación USB	52
5.4.6. Layout del Regulador Lineal	53
5.5. Diagrama en Bloques y PCB Final	54

6. Implementación del Sistema Tolerante a Fallas	57
6.1. Descripción de la Arquitectura Propuesta	57
6.2. Implementación en Firmware	61
6.2.1. Scheduler	62
6.2.2. Comunicación a Través del Bus	63
6.2.3. Sincronización	64
6.3. Pruebas Realizadas	65
6.3.1. Funcionamiento Sin Fallas	67
6.3.2. Sesgo en Valores de Giróscopo	74
6.3.3. Saltos Aleatorios en Valores de Giróscopo	76
6.3.4. Medición Invariante de Acelerómetros y Giróscopos	77
7. Conclusiones	80
Apéndices	81
Apéndice A: Circuito Esquemático	81
Apéndice B: PCB Final	86
Referencias	88

1. Objetivo

El presente trabajo de tesis tiene por objetivo el diseño y construcción de una computadora de vuelo de bajo nivel, a ser utilizada en un vehículo aéreo hexarotor, no tripulado. Como aspecto particular, esta debe contar con la capacidad de tolerar fallas que puedan ocurrir en pleno vuelo. Lo que se busca es que estas fallas no impacten en la misión del vehículo y que puedan ser detectadas lo antes posible para tomar una acción.

En primera medida, se hace un análisis e investigación acerca del estado del arte, para vehículos aéreos no tripulados de carácter comercial. El objetivo es conocer los mecanismos de seguridad que comúnmente se aplican en este tipo de vehículos.

En cuanto al desarrollo de la computadora de vuelo, esto comprende la definición de los requerimientos de la misma, principalmente de hardware en cuanto a sensores, conectores y funcionalidades deseadas. Se realiza una investigación de la variedad de componentes disponibles, para luego pasar a una etapa de selección de los componentes a utilizar. Por último, se define un circuito esquemático y se diseña un PCB, el cual será enviado a fabricación.

Para demostrar el funcionamiento de la computadora de vuelo, se presentan resultados donde se emulan distintas fallas sobre uno de los sensores, la unidad de medición inercial (IMU). Se presentan los resultados y el comportamiento del sistema frente a estas fallas.

2. Introducción

Los vehículos aéreos no tripulados (UAVs) originalmente fueron desarrollados para uso en aplicaciones militares. Al no contar con un piloto ni con una tripulación a bordo, estos permiten llevar adelante tareas peligrosas, que pueden llegar a poner en riesgo la vida de las personas. Sumado a esto, el desarrollo y mantenimiento de este tipo de vehículos resulta menos costoso frente al de un avión tripulado [1, p. 490]. Estos factores fueron claves como motivación para el desarrollo de este tipo de vehículos.

Algunos de los principales usos en el ámbito militar son reconocimiento, vigilancia y monitoreo. Al contar con distintos tipos de sensores, como cámaras, sensores infrarrojos, entre otros, estos pueden recolectar información en zonas hostiles, de manera económica y segura.

A partir de los avances en la tecnología y la reducción en los costos de fabricación, tanto para sensores como componentes en general, este tipo de vehículos han comenzado a ser utilizados para fines civiles y comerciales. De esta manera, las mismas ventajas por las cuales comenzaron a ser utilizados en el ámbito militar, despertaron el interés de distintos sectores por fuera de este. Hoy en día estos vehículos son utilizados para distintas aplicaciones civiles y comerciales. Algunas de ellas son:

- **Búsqueda y Rescate:** En escenarios de desastres naturales, los UAVs son utilizados para tomar imágenes y videos de las zonas afectadas o búsqueda de personas. El uso de un UAV frente a un avión o helicóptero, elimina potenciales riesgos para el piloto y la tripulación, además de reducir el costo de la operación. Un ejemplo relevante de este uso de UAVs fue durante el accidente nuclear de Fukushima del año 2011 ocurrido en Japón. Debido a la radiación de la zona, el uso de UAVs fue necesario para la recolección de imágenes y video. Además, se utilizó un UAV de la Fuerza Aérea de Estados Unidos equipado con un sensor infrarrojo para conocer la temperatura de los reactores nucleares [2].
- **Teledetección:** El bajo coste de los UAVs permite obtener gran cantidad de datos para distintas investigaciones del suelo y del medio ambiente. En [3] se puede encontrar un trabajo en donde se utilizaron vehículos aéreos no tripulados para realizar un muestreo ambiental en el Ártico, además de estudios acerca de la temperatura de la superficie del océano. En [4] se presenta un trabajo donde se utiliza un UAV para realizar mediciones sobre gases volcánicos. Utilizando distintos tipos de espectrómetros y sensores electroquímicos, se analizan las concentraciones de dióxido de carbono y dióxido de azufre.
- **Inspección en Infraestructura y Construcciones:** Utilizando UAVs es posible realizar tareas de inspección para encontrar problemas en la red de distribución de energía eléctrica [5]. Existen algunas empresas que se dedican a estas actividades de inspección, como por ejemplo Cyberhawk. Esta además ofrece otros servicios destinados a distintos sectores industriales, como monitoreo en construcciones y de generadores eólicos.
- **Agricultura de Precisión:** El uso de UAVs en este sector está destinado a mejorar el rendimiento del cultivo, a través de distintas actividades como el riego programado, la detección temprana de pestes y el sensado de la textura del suelo. Este último puede usarse como indicador de la calidad del suelo para cultivo.
- **Vigilancia:** En algunos países los UAVs son utilizados para patrullar y controlar las fronteras, por ejemplo para detectar situaciones de tráfico ilegal.

El factor común a todas estas aplicaciones es que la incorporación de los UAVs en el ámbito civil y comercial ha abierto oportunidades para realizar tareas y actividades que de otra forma serían muy costosas y/o riesgosas para las personas.

Teniendo en cuenta la importancia que han tomado, además del hecho de que en muchas de estas aplicaciones estos sobrevuelan zonas donde circulan personas, resulta mandatorio garantizar cierto grado de confiabilidad en su funcionamiento. Este es un aspecto que caracteriza la capacidad de un sistema para funcionar correctamente durante un período de tiempo, donde “correctamente” se refiere a cumplir con la tarea para el cual fue diseñado. Para el caso de un UAV, el hecho de volar en espacio aéreo civil

puede llegar a causar daño físico a personas, si es que un vehículo presenta una falla y por ejemplo pierde el control. Otra de las posibles consecuencias tiene que ver con los costos que puede ocasionar una falla en una misión relacionada a una actividad laboral. El hecho de tener que repetir la misión puede traer mayores costos para la actividad en cuestión.

Un UAV típicamente se compone de distintos elementos. Cada uno de ellos es susceptible de manifestar distintos tipos de fallas que pueden afectar al vehículo de distintas maneras. Algunos de los elementos más importantes son la estructura mecánica, el sistema de batería y alimentación, los motores y actuadores, un sistema de comunicación remota con un piloto y la computadora de vuelo. En este trabajo se abordarán aspectos relacionados a fallas relacionadas con este último.

2.1. Computadora de Vuelo

La computadora de vuelo se compone de una unidad de procesamiento que realiza la adquisición de datos de sensores y ejecuta los algoritmos necesarios para estabilizar y controlar el vehículo. Suelen incorporar una variedad de sensores a bordo, siendo el más común de ellos la Unidad de Medición Inercial (IMU), compuesta por acelerómetros y giroscopos triaxiales. A su vez, suelen disponer de magnetómetros triaxiales, barómetros, GPS, LiDARs, sensores ultrasónicos, sensores de flujo óptico, entre otros diferentes tipos de sensores de velocidad y distancia. Sumado a esto, suelen contar con distintas interfaces para comunicación con otros módulos externos, como pueden ser sensores, actuadores u otros que sean de uso específico para cumplir con la misión del vehículo.

Los datos de los sensores son utilizados para ejecutar los distintos algoritmos de navegación y control. Periódicamente se adquieren mediciones de los distintos sensores del vehículo, se procesan dichos datos para luego aplicar acciones de control a los distintos actuadores, es decir actuar sobre los motores. De esta manera se logra que el vehículo recorra una trayectoria previamente configurada, o bien que responda adecuadamente a los comandos enviados por un piloto a distancia.

2.2. Tolerancia a Fallas y Redundancias

Resulta evidente que la computadora de vuelo es el elemento central en un vehículo aéreo no tripulado, por lo que una falla puede traer consecuencias graves. Por ejemplo, una falla en una lectura de un sensor, puede resultar en una mala estimación de la posición del vehículo o incluso decantar en la pérdida de control de este. En vehículos aéreos tripulados como aviones comerciales y militares, es común que se utilicen distintas técnicas de tolerancia a fallas para mejorar la confiabilidad. Esto mismo ocurre con vehículos aéreos no tripulados de uso militar, aunque no es tan común en aquellos de uso civil y comercial.

La computadora de vuelo de este trabajo se desarrollará teniendo como objetivo la necesidad de implementar técnicas de tolerancia a fallas a partir del uso de redundancias. Esto implica que las tareas realizadas se ejecuten utilizando réplicas de hardware. En el eventual caso de que una de estas réplicas presente una falla y el sistema la detecte, se deberá tomar una acción, como por ejemplo descartar la réplica fallada y utilizar alguna de las demás réplicas sin fallas.

El solo hecho de incorporar redundancias en un sistema no equivale a incrementar la confiabilidad. Es necesario incorporar mecanismos que administren correctamente los aspectos relacionados al manejo de las redundancias. La forma más común de detectar fallas es realizando comparaciones entre los resultados calculados por cada réplica. Por ejemplo, si se contara con un sistema con doble redundancia, podría concluirse que alguna de las dos réplicas presentó una falla a partir de la comparación de los resultados obtenidos por cada una de ellas. Sin embargo, a priori no podría decirse cuál de estas fue la que falló. Ambas réplicas deberían ejecutar una rutina auxiliar que realice una verificación interna. Teniendo en cuenta que el sistema de control de vuelo del UAV es un sistema de tiempo real, la ejecución de esta rutina podría perjudicar su determinismo temporal y poner en riesgo la estabilidad del vehículo. Este ejemplo ilustra la necesidad de analizar y administrar correctamente los aspectos relacionados al manejo de las redundancias.

En este trabajo se diseñará el circuito correspondiente a la computadora de vuelo y se fabricarán tres réplicas, cada una en su propio PCB. Luego de verificar el correcto funcionamiento de cada una de estas

por separado, se procederá a proponer una arquitectura distribuida, para administrar las redundancias. Finalmente, se utilizarán las tres placas para demostrar el funcionamiento del sistema redundante.

3. Estado del Arte

En esta sección se analizan distintos casos de vehículos aéreos que utilizan técnicas de tolerancia a fallas a partir de redundancias. Si bien en este trabajo se desarrolla una computadora de vuelo para UAVs, se toman como referencia características generales de sistemas utilizados en aviones comerciales. Estos vehículos tienen requerimientos de confiabilidad extremadamente altos, ya que deben funcionar correctamente durante muchas horas, cargando con la responsabilidad de trasladar de forma segura a muchas personas. A su vez, se presentan distintos trabajos y ejemplos de computadoras de vuelo comerciales para UAVs que trabajan utilizando redundancias. Lo que se busca es detectar similitudes y posibles requerimientos que caractericen a un sistema que implementa la tolerancia a fallas a partir del uso de redundancias.

3.1. Redundancias en Sistemas de Control de Vuelo en Aviones

Los sistemas de control de vuelo en aviones originalmente se encontraban constituidos por sistemas mecánicos muy complejos. Con el pasar de los años estos comenzaron a ser reemplazados por sistemas electrónicos, denominados *fly-by-wire*. Fueron introducidos en vuelos comerciales en el Airbus 320 en 1987 y el Boeing 777 en 1994 [6], con el objetivo de aliviar la carga del avión y mejorar su rendimiento en cuanto al consumo de combustible. Su nombre deriva del hecho de que la acción del piloto no se aplica de manera directa sobre el avión, ya que todas las acciones pasan por un sistema electrónico que se encarga del control de vuelo. Todas las señales de sensores y de comandos son transmitidas eléctricamente desde y hacia una computadora de vuelo.

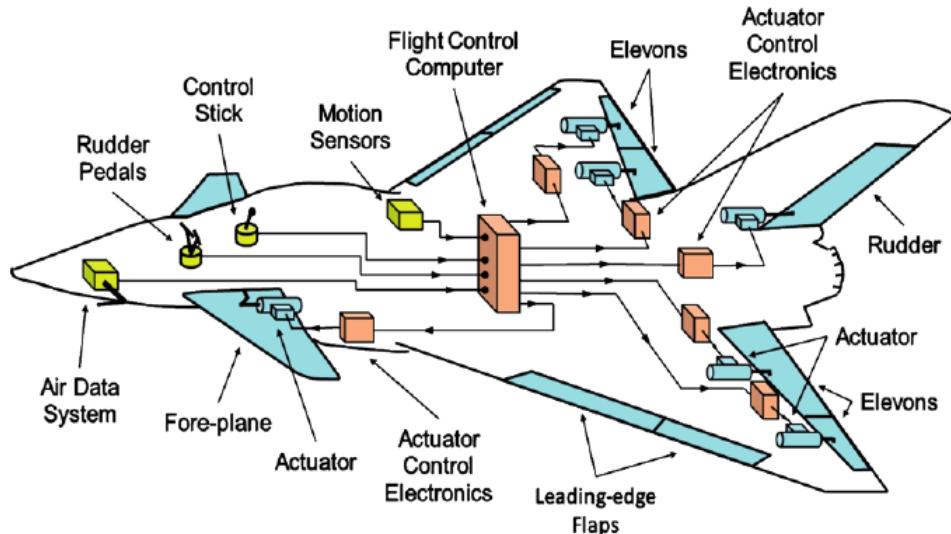


Figura 1: Esquema simplificado donde se muestran los componentes del sistema de control de vuelo de un avión. Tanto los comandos enviados por el piloto, como los sensores y los actuadores se encuentran conectados a la computadora de vuelo. La imagen se extrajo de [1].

En la figura 1 se muestran los distintos componentes presentes en un avión y que conforman el sistema *fly-by-wire*. Entre ellos se encuentran los controles del piloto, distintos tipos de sensores, actuadores y la computadora de vuelo. El hecho de que todos los demás componentes se encuentren conectados a esta, deja ver que es el elemento central de todo el sistema.

Si bien el piloto ejecuta sus comandos a través de accionamientos manuales como pedales y palancas, estos incluyen una electrónica que interpreta los comandos y genera una señal digital, la cual luego es transmitida hacia la computadora de vuelo. Lo mismo ocurre en la comunicación con todos los demás componentes, estas se realizan a través de señales digitales.

El avión contiene una serie de sensores de movimiento, como acelerómetros y giróscopos, los cuales son de vital importancia para mantener la estabilidad del vehículo. Las mediciones de estos sensores, junto con los comandos del piloto, son utilizados por la computadora de vuelo para calcular la acción a aplicar sobre los actuadores. Estos luego interpretan esta acción de control recibida y la convierten en una señal analógica, para poder aplicarla sobre la neumática que controla los alerones, el timón, los elevadores y demás accionamientos.

Tanto los sensores, actuadores, accionamientos del piloto, la acomputadora de vuelo y el medio de comunicación entre todos estos cumplen un rol vital en el funcionamiento del sistema de control de vuelo del avión. Para manetener la estabilidad del vehículo y seguir la trayectoria deseada, el sistema continuamente aplica nuevas acciones de control. Para ello debe obtener información de los sensores y de comandos del piloto, calcular una nueva acción y enviarla a los actuadores, de manera periódica. Teniendo en cuenta las consecuencias catastróficas que puede tener el fracaso de cualquiera de estos componentes, resulta necesario garantizar su correcto funcionamiento durante todo el vuelo.

Debido a que en la práctica resulta imposible afirmar que ningún componente del sistema puede presentar fallas, los requerimientos de seguridad se especifican como la probabilidad de fracaso de un sistema. En la bibliografía consultada se indica que el requerimiento para aviones comerciales es sumamente estricto: $10^{-9}/h$ de vuelo [1, p. 217] [7] [8]. Para el caso de aviones de uso militar, el requerimiento es unos órdenes de magnitud más laxo: $10^{-7}/h$, debido a que trasladan a menos personas en comparación con aviones comerciales. Estos valores son tan pequeño que resultan prácticamente imposibles de evaluar de forma expermiental, ya que habría que ejecutar el sistema durante 10^9 horas aproximadamente para observar el fracaso de un avión comercial, y 10^7 horas para un avión militar.

El hecho de que la probabilidad de falla de los semiconductores no alcance estos valores tan bajos [9, p. 4] impone una limitación práctica para el desarrollo de los distintos componentes del sistema de control de vuelo. Para cumplir con el requerimiento de seguridad, se utilizan otras técnicas que involucran redundancias, es decir, el uso de múltiples componentes destinados a la misma funcionalidad. Es por esto que los aviones comerciales incluyen más de una computadora de vuelo para realizar los cálculos involucrados en el sistema de control de vuelo. En la figura 2 se muestra un diagrama que representa de forma general la comunicación entre los distintos elementos del sistema de control de vuelo, donde se pueden ver múltiples réplicas de sensores, actuadores, computadoras de vuelo y también de los buses de comunicación.

Al tener más de una réplica de cada componente, una falla en alguno de estos no resulta tan crítica, ya que puede utilizarse alguna de las demás como reemplazo. La forma en que se detecta la ocurrencia de una falla es a través de la comparación de resultados entre réplicas, ya que se asume que es muy poco probable que la mayoría de las réplicas presente una falla al mismo tiempo.

3.1.1. Comparación de Resultados y Tolerancia a Fallas

Los sensores de movimiento son vitales para mantener la estabilidad del avión. Si cada una de las réplicas funciona adecuadamente, es esperable que todos los sensores del mismo tipo obtengan mediciones muy similares. Debido a que estos sensan variables físicas, como aceleración lineal, velocidad angular, etc, es normal que existan pequeñas diferencias entre réplicas. Esto debe ser tenido en cuenta al momento de realizar las comparaciones, ya que si se permite que estas diferencias sean muy grandes, podría darse por bueno un sensor con fallas. Caso contrario, podría determinarse que un sensor ha fallado, cuando en realidad no fue así. Esto requiere un trabajo de análisis de los sensores para determinar límites aceptables [8].

Una técnica muy simple consiste en tomar una de las mediciones como referencia y comparar las demás contra esta. En la figura 3 se presenta un ejemplo para el caso de 3 valores, X_1 , X_2 y X_3 . Se toma el valor X_1 como referencia, ya que $X_3 > X_1 > X_2$. En caso de que la diferencia $|X_1 - X_2|$ ó $|X_1 - X_3|$ supere un cierto límite, se asume que el sensor presentó una falla. En el caso de la imagen, la diferencia con el sensor 2 es mucho mayor que con el 3 y se asume que este presentó una falla.

Luego de recolectar los datos de todos los sensores, las computadoras de vuelo redundantes proceden a calcular la ley de control para determinar las acciones a aplicar sobre los actuadores. De la misma forma, estas realizan una comparación de los resultados obtenidos. En caso de que cada una utilice un

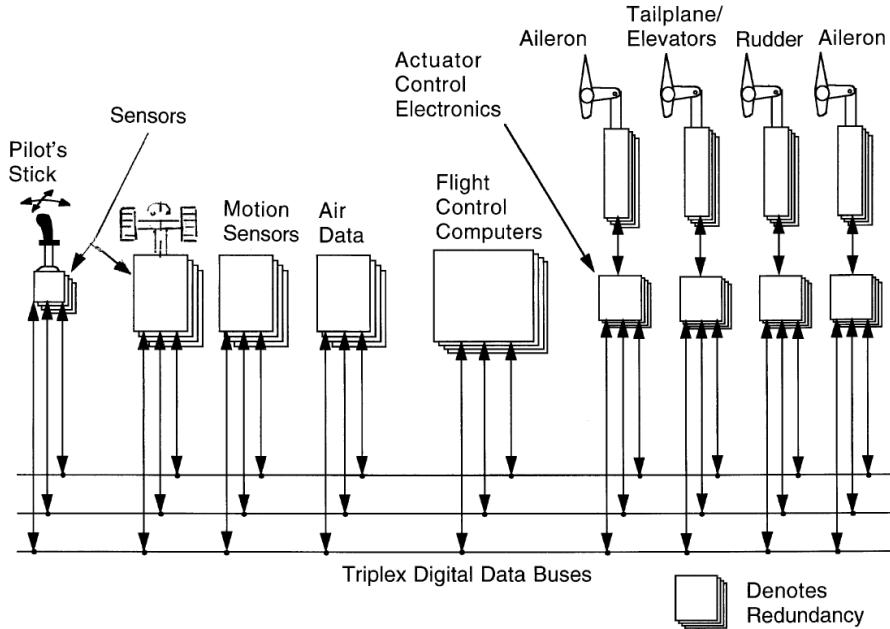


Figura 2: Se muestra de manera general las conexiones entre los distintos elementos del sistema de control de vuelo. Tanto los sensores, como los actuadores, los accionamientos del piloto y las computadoras de vuelo presentan redundancias para incrementar el nivel de seguridad. Todas las comunicaciones se llevan a cabo a través de buses de comunicación, los cuales también presentan redundancias. La imagen se extrajo de [1].

valor distinto de sensor como entrada, luego los resultados a los que llegarán no serán iguales, por más que las 3 computadoras de vuelo se encuentren funcionando correctamente. La presencia de términos integrales en los cálculos de las leyes de control, hará que estas diferencias se incrementen con el pasar del tiempo. Es por esto que en el momento en que se hacen las comparaciones entre los datos de sensores, las computadoras de vuelo deciden por un único valor a utilizar. Para el caso de la figura 3, se trata del valor de referencia X_1 . Este método es utilizado en el avión Boeing 777 [7].

El mismo procedimiento se repite con los resultados de cálculo de la ley de control. Las computadoras de vuelo deciden por un único resultado y luego lo envían a los actuadores del avión, a través de los buses de comunicación presentes en el avión. Estos permiten la comunicación entre los distintos componentes y las computadoras de vuelo.

3.1.2. Bus de Comunicaciones

Hasta principios de los años 70s, la comunicación entre los distintos módulos dentro de los aviones se realizaba a través de arneses de muchos cables que transmitían información en paralelo. Estos eran tan grandes que podían llegar a pesar cientos de kilogramos. Sumado a esto, la enorme cantidad de cables venía acompañada de muchas conexiones, puntos que son típicos causales de fallas intermitentes. A partir de mediados de los años 70s, se comenzó a implementar el uso de buses de comunicación serial, comunes a todos los módulos del avión. Esto simplificó muchísimo el cableado, además de facilitar el desarrollo de módulos de aviación, ya que se simplificó la forma de comunicación con el resto del avión.

La comunicación serial a través del bus utiliza un acceso al medio compartido dominado por el tiempo, *time-division multiple acces* (TDMA). Siguiendo con el caso del avión Boeing 777, el protocolo utilizado es el ARINC 629. Este funciona sin un nodo master y permite una conexión de hasta 120 nodos. Solamente uno de ellos puede acceder al medio físico a la vez, lo cual se define por el acceso al medio dominado por el tiempo. El medio de transmisión es un par trenzado, con una velocidad de 2 Mbit/s. A

$$\begin{aligned}
 X_1 = 40,3 &\rightarrow \text{Valor intermedio} \\
 X_2 = 30,5 \rightarrow \text{Valor inferior} &\rightarrow |X_2 - X_1| = 9,8 \\
 X_3 = 40,7 \rightarrow \text{Valor superior} &\rightarrow |X_3 - X_1| = 0,4
 \end{aligned}$$

Figura 3: La comparación entre 3 sensores da como resultado que el sensor 2 presentó una falla. En consecuencia deberá tomarse una acción, por ejemplo ignorar al sensor en las próximas iteraciones del lazo de control.

continuación, en la figura 4 se muestra el bus ARINC 629.

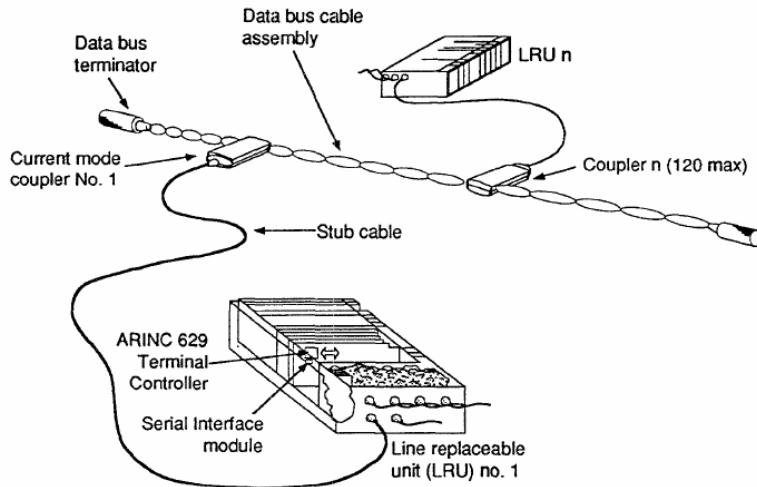


Figura 4: Se muestra un bus ARINC 629 con 2 nodos conectados. Este consiste en un par trenzado, con terminaciones en los extremos para evitar reflexiones. La conexión de los nodos al bus no es directa si no que se utilizan acopladores. La imagen se extrajo de [7].

El hecho de que todas las comunicaciones pasen por el mismo bus lo vuelve un punto clave en cuanto a la seguridad, ya que una falla en uno de sus cables dejaría a todos los módulos sin comunicación. Es por esto que se incluyen varios buses de estos en paralelo, como se mostró en la figura 2.

Un aspecto a destacar es el método de acceso al medio utilizado, TDMA. El envío y recepción de mensajes se implementa por turnos. Este protocolo define en qué instantes de tiempo cada uno de los nodos puede utilizar el medio físico y en cuáles no. Para que no haya colisiones, todos los nodos deben respetar ese timing, el cual se encuentra predefinido. Esto le da determinismo y claridad al comportamiento del bus y del sistema, ya que a priori puede saberse qué mensaje se estará enviando en cada instante de tiempo. Cualquier otro tipo de comportamiento representaría una falla. Esto requiere que haya un tratamiento especial en el manejo de las retransmisiones de mensajes, ya que es evidente que podría romperse el requerimiento de temporalidad de las comunicaciones.

3.2. Redundancias en Sistemas de Control de Vuelo en UAVs

Es evidente que las consecuencias del fracaso del sistema de control de vuelo en un vehículo aéreo no tripulado, no son las mismas que en un avión comercial. Estos últimos pueden trasladar cientos de personas y realizar vuelos de muchas horas, mientras que en los primeros no hay tripulación ni piloto a bordo del vehículo. Debido a esto, suelen estar construidos con otros requerimientos de seguridad más laxos. Para UAVs de uso militar, la probabilidad de fracaso se encuentra en el orden de $10^{-5}/h$ [10][1, p. 491], una diferencia de varios órdenes de magnitud respecto de los aviones comerciales.

Al igual que en aviones de uso comercial y militar, es común el uso de redundancias en UAVs de uso militar. Por ejemplo en [11], se describe la arquitectura del vehículo Global Hawk de la empresa Northrop Grumman. Este funciona con un esquema de redundancia doble, donde ambas computadoras de vuelo trabajan en paralelo, es decir que ambas toman datos de sensores y comandos de entrada, calculan una ley de control y luego envían sus resultados a los actuadores del UAV. Al igual que en el caso del avión, ambas computadoras comparan sus resultados y siempre utilizan los mismos valores de sensores como entrada para los cálculos de la ley de control. A su vez, se utiliza una doble redundancia para los sensores y actuadores.

En el caso de UAVs de uso civil y comercial, el uso de redundancias no es tan común. Sin embargo, existen algunas empresas que comercializan computadoras de vuelo que ofrecen la posibilidad de trabajar de esta manera.

3.2.1. Computadoras de Vuelo Comerciales

La empresa Embention comercializa una computadora de vuelo con redundancia triple, con la posibilidad de incorporar una cuarta computadora extra [12]. En la figura 5 se muestra su diagrama en bloques. El funcionamiento de esta se basa en que todas las computadoras de vuelo redundantes se comunican con un elemento central, denominado árbitro. Este es el encargado de realizar la tarea de comparación de resultados. Cada una de las computadoras de vuelo tiene incluida toda la electrónica y los sensores para realizar el trabajo de controlar el vuelo del vehículo. Si bien las 3 computadoras de vuelo trabajan en paralelo, en la arquitectura de este sistema solo una controla al vehículo en su totalidad. Es el trabajo del árbitro, detectar si la computadora a cargo no es capaz de continuar haciéndolo. En dicho caso, esta puede darle el control a alguna de las otras 2 réplicas.

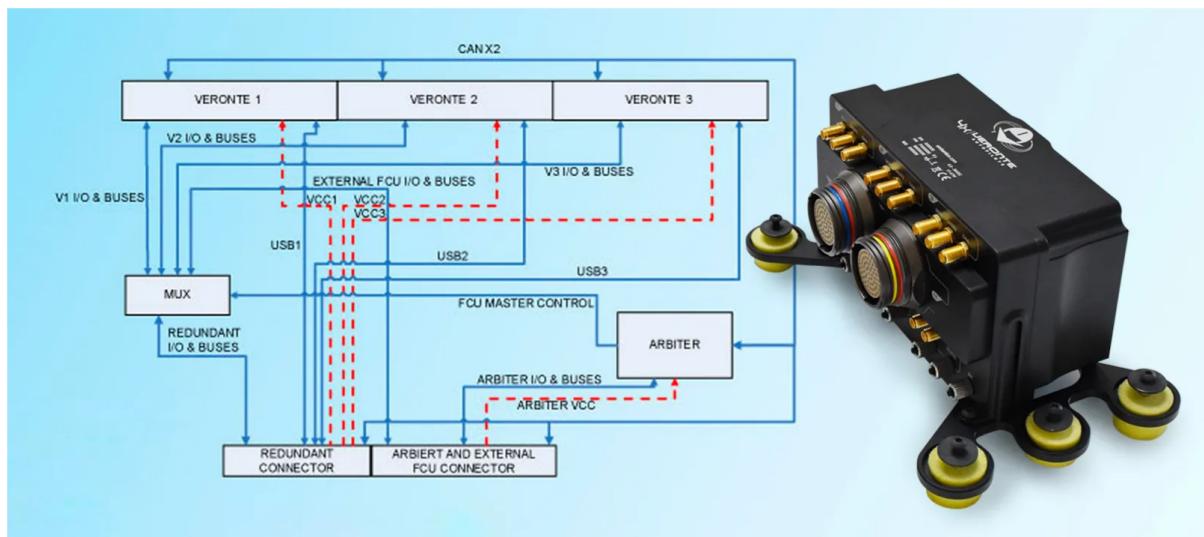


Figura 5: Diagrama en bloques del autopiloto Veronte de la empresa Embention. La imagen se extrajo de [12].

Un detalle que puede verse en este diagrama en bloques es que las computadoras de vuelo se comunican

con el árbitro a través de un bus de comunicación. En el sitio web de la empresa se menciona que una de las interfaces de comunicación es un bus CAN doble, el cual además puede usarse para la comunicación con actuadores y sensores. Esto es similar al caso presentado anteriormente en aviones, donde los módulos se comunican a través de un bus de comunicaciones.

Vector-600 es una computadora de vuelo con doble redundancia, comercializada por la empresa UAV Navigation [13]. Esta ofrece redundancia doble en la CPU que realiza los cálculos de actuación y procesamiento de sensores, redundancia doble en la fuente de alimentación y en algunos de los sensores.

La empresa MicroPilot ofrece un autopiloto con redundancia triple, MP21283X [14]. Este se compone de 3 computadoras de vuelo iguales en hardware y software. Durante su uso, la primera de las computadoras de vuelo se encarga de controlar al vehículo. En caso de que esta presente una falla, el sistema le entrega el control a la segunda computadora. Este proceso se repite, es decir que si esta segunda computadora presenta una falla, el sistema le entrega el control a la tercera.

3.2.2. Casos de Trabajos con Componentes COTS

Las computadoras de vuelo comerciales presentadas tienen la particularidad de ser muy costosas. La primera de ellas de la empresa Embention tiene un precio entre 23500 € y 27000 €. Esto excede ampliamente el presupuesto que se dispone para el presente trabajo de grado, el cual busca desarrollar una computadora de vuelo con componentes COTS. A continuación se presentan algunos trabajos que abordan el desarrollo de computadoras de vuelo con redundancias, utilizando componentes COTS.

En los artículos [15] y [16], los autores presentan una computadora de vuelo redundante desarrollada con componentes COTS. Esta comprende un sistema que utiliza 4 microcontroladores iguales y al igual que en el caso del avión comercial y en las computadoras de vuelo comerciales presentadas, la tolerancia a fallas se aborda a partir del intercambio de información. En la figura 6 se muestra la configuración que utiliza 4 interfaces SPI, donde en cada una de estas un microcontrolador diferente actúa como master. Cada uno recolecta datos de sensores y luego se realiza un intercambio para ponerse de acuerdo y llegar a un consenso acerca de cuál es el valor a utilizar. Una vez que esto se decide, se realiza el cálculo de la ley de control. Antes de aplicar el resultado a los motores, se vuelven a comparar resultados para detectar y filtrar fallas. Este es un comportamiento similar al del caso de los aviones presentado anteriormente.

Un aspecto no menor es que los cuatro microcontroladores trabajan de manera sincronizada. Los autores mencionan que esto es algo que no puede obviarse, ya que el sistema de control del UAV es un sistema de tiempo real. Para que la tolerancia a fallas funcione adecuadamente, todos los microcontroladores deben realizar la comparación de datos de sensores que correspondan al mismo ciclo de control. En otras palabras, los 4 microcontroladores realizan la comparación de los datos de sensores, el cálculo de la ley de control y comparación de los resultados de las acciones de control, al mismo tiempo.

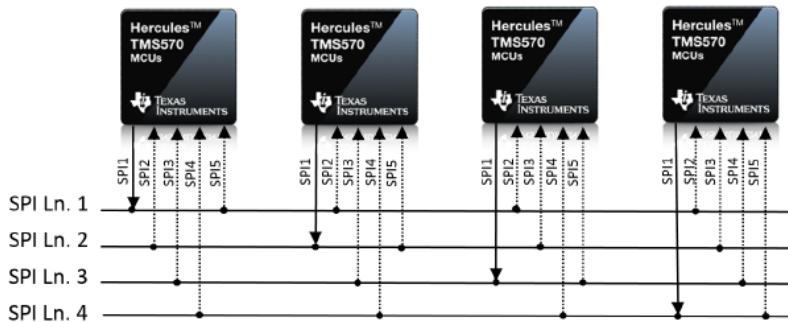


Figura 6: Arquitectura de redundancia cuádruple propuesta en [15].

Cabe aclarar que la sincronización que se menciona no tiene nada que ver con los osciladores que utiliza cada microcontrolador para su propio funcionamiento. Lo que se sincroniza es el orden y los instantes

de tiempo de ejecución de las tareas en cada microcontrolador. Por otro lado, esta sincronización no es perfecta ya que sería algo prácticamente imposible y se acepta que haya cierto desfasaje siempre y cuando esto no perjudique al sistema de control del vehículo. En [15] se explica la técnica de sincronización utilizada.

A diferencia del caso del avión, la comunicación en este trabajo no se realiza por medio de un bus, sino que es a través de 4 interfaces SPI. La justificación de los autores es que esta interfaz puede alcanzar tasas de transferencia de hasta 50 MBit/s, muchísimo mayores que los 2 MBit/s del bus ARINC 629. Como contrapartida, una conexión SPI requiere de las líneas MOSI, MISO, CS y SCK, además del retorno GND ya que la señal eléctrica de SPI es de modo común. La cantidad de conexiones es mucho mayor que en el caso del uso de un bus. Por ejemplo el autopiloto de Embention utiliza el bus CAN, donde solamente se requieren dos cables, CAN-H y CAN-L. Además, SPI no implementa ningún mecanismo para verificar la integridad del mensaje recibido. Otro aspecto negativo es que el uso de SPI dificulta mucho el agregado de otros módulos como sensores o actuadores, ya que sería necesario el uso de un terminal CS por cada uno de estos que se quisiera agregar. A comparación de la computadora de vuelo de la empresa Embention, esto es mucho más simple en esta última, ya que solo deberían cablearse las 2 líneas de comunicación del bus CAN.

Otro aspecto interesante de este trabajo es que no hay un único elemento que se encarga de comparar los resultados de cada computadora, sino que todas ellas lo hacen. Esto es algo que realiza la computadora de vuelo de la empresa Embention mencionada anteriormente, a través del bloque denominado árbitro. Los autores argumentan que este debe tener una probabilidad de fracaso muy inferior a cada una de las réplicas individuales, ya que si este fracasa, todo el sistema lo hará. Esto se muestra en la figura 7. El árbitro suele ser de un costo muy elevado, algo que se contradice con el requerimiento de que todo el sistema sea desarrollado con componentes COTS.

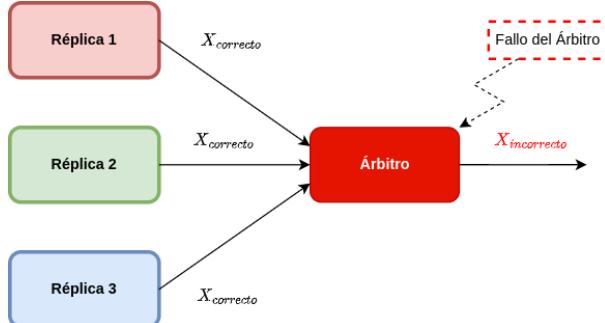


Figura 7: A pesar de que las 3 réplicas redundantes funcionan correctamente, una falla del árbitro se traduce directamente en un fracaso del sistema.

Una cuestión que no se aclara es cómo se aplican las señales de control a los motores del UAV, ni cómo se recolectan los datos de sensores, si es que cada microcontrolador tiene comunicación directa con sus propios sensores, o si estos tienen comunicación con todos los microcontroladores por igual.

En [10] se presenta otro trabajo desarrollado con componentes COTS. Este también utiliza una arquitectura gobernada por el tiempo, denominada formalmente con el nombre de *Time-Triggered Architecture*. Esta consiste en que las tareas ejecutadas por el procesador se encuentran predefinidas de forma estática en tiempo de compilación. Al igual que en el trabajo antes mencionado, también se implementa una sincronización entre las distintas computadoras de vuelo.

En cuanto a las comunicaciones, al igual que en el caso del avión, se utiliza un bus de comunicación con acceso TDMA, FlexRay [17]. El bus utilizado es doble, para cubrir cualquier falla que pueda ocurrir en alguno de estos.

La tolerancia a fallas se realiza a través de la comparación de resultados, al igual que en todos los casos presentados hasta el momento. Un aspecto particular es que además de las computadoras de vuelo que realizan los cálculos de ley de control, se incorporan otros microcontroladores extra que se dedican a procesar datos de sensores y de actuadores. Los autores mencionan que esto se hace para alivianar la

cantidad de datos enviados a través del bus de comunicaciones y el procesamiento que deben realizar las computadoras de vuelo para calcular la ley de control. Como aspecto negativo, todo el vehículo se encarece, ya que se requiere una mayor cantidad de procesadores.

La sincronización es algo que se repite en la mayoría de los trabajos encontrados. En [18] se presenta un desarrollo de una computadora de vuelo para pequeños UAVs, con redundancia doble y sincronización en la ejecución de las tareas. La redundancia también se administra a través de la comparación de entradas de sensores y resultados de cálculos de la ley de control. En la figura 8 se muestra un diagrama en bloques. Si bien ambas computadoras trabajan en paralelo, solo una de ellas es la que controla los actuadores.

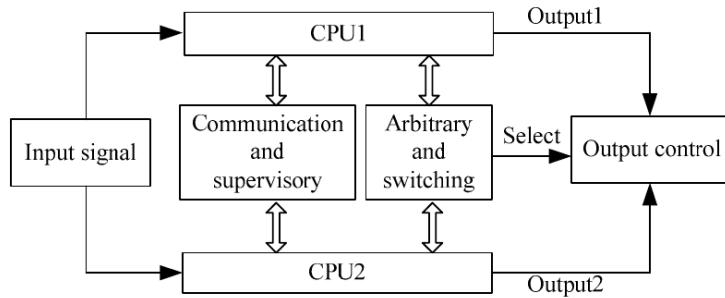


Figura 8: Diagrama en bloques del sistema de redundancia doble. Las CPU1 y CPU2 comparan sus resultados y envían sus salidas al bloque *Output control*. A través de un bloque árbitro se selecciona cuál de las dos CPU será la que controle los actuadores. La imagen se extrajo de [18].

En caso de que ocurra una discrepancia entre los resultados de ambas, eso indicará que alguna de las dos computadoras cometió un error, pero no se sabrá cuál fue. Luego de ejecutar una serie de rutinas se verifica cuál de las 2 cometió el error y en caso de que sea necesario, se le pasa el control de los actuadores a la otra computadora.

Un aspecto negativo de esta configuración es el hecho de que la comparación de resultados no permite identificar cuál de las dos CPUs cometió el error. Pensando en que la ejecución del lazo de control es un sistema de tiempo real, sería deseable que a pesar de la falla, el sistema de control pueda seguir ejecutándose. El hecho de tener que ejecutar rutinas para verificar a la computadora fallada presenta un trabajo que perjudica el control del vehículo. Esto es algo que no sucede por ejemplo, si se utilizan 3 computadoras de vuelo en paralelo, ya que si una presenta un dato incorrecto, simplemente puede ignorarse el dato y utilizar los datos de las otras 2 computadoras correctas.

En [19] y [20] pueden encontrarse otros 2 trabajos más que trabajan de manera sincronizada. El primero de ellos utiliza redundancia triple y un árbitro que selecciona cuál de las réplicas controla los actuadores. El segundo también trabaja con redundancia triple, pero no utiliza un árbitro sino que las tres computadoras realizan la votación y cada una de ellas envía un mensaje a los componentes que se encargan de controlar a los actuadores, los cuales se encuentran en el mismo bus. En la figura 9 se muestra el diagrama en bloques.

Hasta aquí, todos los trabajos presentados implementan una sincronización entre réplicas. Un caso en el que esto no sucede puede encontrarse en [21]. Este consiste en la utilización de 2 computadoras de vuelo de fácil acceso comercial denominadas PixHawk [22], conectadas a un árbitro implementado con una placa de desarrollo Raspberry Pi. En la figura 10 se muestra un diagrama en bloques de esta arquitectura.

La técnica utilizada en este caso es diferente respecto de los trabajos anteriores y consiste en que el árbitro constituido por la placa Raspberry Pi, continuamente consulta a ambas computadoras acerca de su “estado de salud”. Esta consiste una estructura de datos que contiene algunas variables definidas por el mismo sistema que sirven como indicadores para detectar si alguna de las réplicas ha presentado una falla

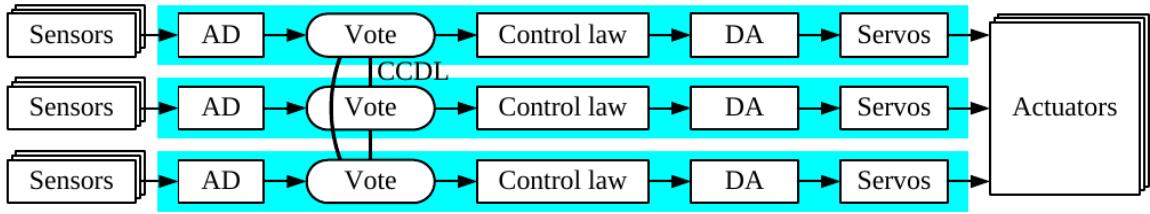


Figura 9: Diagrama en bloques del sistema redundante de [20]. Cada una de las réplicas tiene sus propios sensores, la única comunicación que se realiza a través del bus CCDL (*Cross-Communication Data Link*) es para realizar la comparación de resultados y la votación.

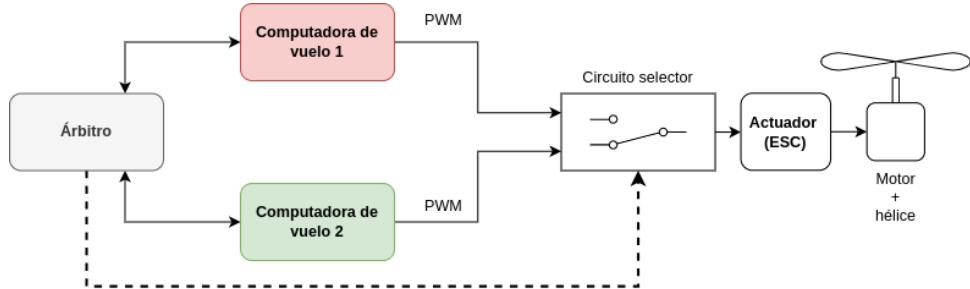


Figura 10: Arquitectura de la computadora de vuelo utilizada en [21]. El árbitro selecciona cuál de las dos señales PWM se utilizará para controlar el *Electronic Speed Controller* (ESC). La imagen muestra un solo actuador, pero se utiliza un circuito selector para cada uno de ellos.

o no. A partir de la información recibida de ambas, el árbitro controla una serie de llaves implementadas como relés de estado sólido que seleccionan cuál de las 2 computadoras será la que controle los motores.

Un aspecto que no se menciona en este trabajo es cómo se administra el control de los relés. Teniendo en cuenta la comutación puede traer consigo un cambio brusco en la señal PWM que ven los actuadores de los motores, habrá un período de reestabilización del lazo de control. Este requiere un análisis detallado para asegurar que no se pierda el control del vehículo.

4. Análisis de Sistemas Tolerantes a Fallas en General

El objetivo de esta sección es introducir el uso de redundancias como técnica para incrementar el nivel de seguridad en un sistema. Esta consiste en el uso de varias réplicas de distintos componentes, las cuales realizan las mismas tareas de manera independiente. En caso de que ocurra una falla, el sistema podrá seguir ejecutando su función de manera correcta, utilizando alguna de las demás réplicas. A partir de esto, se presentan las características de sistemas redundantes y los requerimientos que estos deben cumplir para funcionar adecuadamente. Finalmente, se muestra que si el sistema cumple con ciertas características, el funcionamiento del mecanismo para tolerar fallas puede simplificarse.

4.1. Características de Sistemas Tolerantes a Fallas

El objetivo del diseño tolerante a fallas consiste en mejorar la confiabilidad de un sistema, apuntando a que este pueda ejecutar su función correctamente, a pesar de la presencia de una cierta cantidad de fallas [23]. Tal como lo indica su nombre, un sistema tolerante a fallas es aquel donde una falla no implica necesariamente un fracaso en el funcionamiento. Tampoco quiere decir que no ocurrén fallas, sino que por el contrario, se acepta que las fallas pueden ocurrir. Lo que se busca es que el sistema igualmente pueda cumplir con su función de manera correcta.

De manera de introducir la nomenclatura que se encuentra en la bibliografía, se definen los siguientes términos:

- Falla (*Fault*): Es alguna condición anómala, no esperada.
- Error: Ocurre cuando una falla se manifiesta y produce un comportamiento fuera de lo esperado en alguna parte del sistema.
- Fracaso (*Failure*): Quiere decir que el sistema no puede cumplir con su función de manera adecuada.

Por ejemplo en un UAV, la información proveniente de los distintos sensores se utiliza para estimar la pose del vehículo. Si un sensor entrega información que no se corresponde con la realidad, luego esto implicaría a una **falla**. Si esta no es detectada y corregida, luego la computadora de vuelo utilizará esta información para realizar los cálculos de estimación, obteniendo una estimación incorrecta de la pose. Esto representa un **error**. Finalmente, esto causará que tampoco pueda seguir su trayectoria correctamente, lo que implicaría un **fracaso** del sistema.

Se define la confiabilidad de un sistema como la probabilidad de que este pueda cumplir con su función de manera correcta en un intervalo de tiempo $[t_0; t]$, dado que en el instante inicial t_0 podía hacerlo [24, p. 10]:

$$R(t) = P(\text{funcionamiento correcto en } t | \text{funcionamiento correcto en } t_0) \quad (1)$$

En el caso en el que se tuviera un sistema sin ningún mecanismo de tolerancia, la ocurrencia de una falla implicaría un funcionamiento incorrecto, es decir un fracaso. Esto quiere decir que la confiabilidad sería exactamente igual a la probabilidad de que no ocurra ninguna falla en el intervalo $[t_0; t]$ [23]. En este caso, la confiabilidad podría expresarse como en la ecuación (2) y la única manera de mejorarlala sería incrementando la probabilidad de que no ocurra ninguna falla en el intervalo $[t_0; t]$.

$$R(t) = P(\text{no ocurrió ninguna falla en } [t_0; t]) \quad (2)$$

Si es posible demostrar que el sistema cumple con un determinado requerimiento de confiabilidad, luego no sería necesario el uso de técnicas de tolerancia a fallas. La manera de hacer esto puede ser por ejemplo, utilizando componentes o módulos de muy buena calidad lo suficientemente confiables [23]. Sin embargo, esto puede ser muy costoso, pensando en que un sistema puede estar compuesto de muchos componentes y cada uno de ellos puede manifestar una gran cantidad de posibles fallas. Sumado a esto, se dificulta la etapa de diseño de un sistema, ya que cualquier error que no se haya tenido en cuenta puede llegar a causar una falla y por ende un fracaso del sistema.

El uso de técnicas para tolerar fallas representa una actitud más conservadora, ya que se acepta que las fallas pueden ocurrir. Dado que en el intervalo $[t_0; t]$ puede o no ocurrir una falla, la probabilidad de que el sistema pueda cumplir su función en t puede expresarse como en la ecuación (3). Si no ocurre ninguna falla, luego el sistema podrá seguir cumpliendo su función en t . Además, si llegase a ocurrir una falla, pero el sistema tiene la capacidad de tolerarla, luego el sistema de igual manera podrá seguir cumpliendo su función en el instante t .

$$\begin{aligned} R(t) = & P(\text{no ocurrió una falla en } [t_0; t]) \\ & + P(\text{funcionamiento correcto en } t | \text{ocurrió una falla en } [t_0; t]) P(\text{ocurrió una falla en } [t_0; t]) \end{aligned} \quad (3)$$

La probabilidad de que el sistema funcione correctamente a pesar de la falla, está pesada por la probabilidad de ocurrencia de dicha falla. A partir de esto se desprende que aplicar técnicas de tolerancia a fallas para cada una de las posibles fallas puede resultar exhaustivo, principalmente porque deberían conocerse todas las fallas posibles. Lo que se propone es considerar solo aquellas fallas cuya criticidad es alta. Una de estas corresponde al ejemplo antes mencionado, donde una falla de un sensor puede causar el fracaso de la misión del vehículo.

4.2. Uso de Redundancias

La detección de una falla en el sistema puede llevarse a cabo de distintas formas. Volviendo sobre el ejemplo antes presentado de la estimación de la pose del vehículo, una forma de detectar la falla podría ser analizando si el valor que entrega el sensor “tiene sentido”. Para esto último sería necesario definir un algoritmo que pueda discriminar entre un valor entregado por el sensor que “tiene sentido” y uno que no. Una forma muy simple podría ser monitoreando que los valores entregados por el sensor se encuentren dentro de cierto rango. Esto sería para el caso de un sensor, aunque se requeriría un mecanismo similar para los demás sensores u otros componentes del sistema.

En un sistema de tiempo real, como lo es el control de vuelo de un vehículo, la computadora de vuelo debe aplicar una nueva acción sobre sus actuadores de manera periódica. Esto impone una restricción en el tiempo de ejecución sobre los algoritmos que detecten las posibles fallas, ya que no deben perjudicar la periodicidad del sistema de control del vehículo.

A su vez, podría ocurrir que la información de los sensores sea correcta, pero que el cálculo de la estimación de la pose o de la ley de control presente un resultado incorrecto. Para tolerar esto, se requerirían otros algoritmos para la detección de estos errores, los cuales también deben tener un tiempo de ejecución que no perjudique la periodicidad del sistema de control del vehículo.

Otra forma de detectar fallas y errores puede ser a partir del uso de redundancias. Tanto las fallas como los errores pueden detectarse a partir de la comparación de resultados entre réplicas. Esto implica una carga computacional mucho menor, ya que basta con comparar los resultados entre réplicas para detectar las fallas que puedan ocurrir. Por ejemplo, podría utilizarse más de un sensor del mismo tipo para tolerar fallas de sensores, o más de una computadora de vuelo, para tolerar errores en los cálculos de la ley de control y en los sistemas de navegación.

Todos los trabajos presentados en la sección 3 comparten la característica de implementar la tolerancia a fallas utilizando varias réplicas del mismo elemento de hardware. A partir de estos se pudo ver que existen muchas configuraciones típicas, algunos utilizan 2 réplicas, otros 3 o incluso 4. Con el objetivo de entender las capacidades de cada una de estas, a continuación se analizan las distintas configuraciones.

4.2.1. Redundancia Doble

Una configuración muy simple es la redundancia doble. En este tipo de sistemas se utilizan 2 réplicas las cuales trabajan en paralelo ejecutando las mismas tareas y comparando sus resultados entre sí. La ocurrencia de una falla se detecta cuando ocurre una discrepancia entre los resultados obtenidos por cada una de las réplicas.

Si bien este tipo de arquitectura permite detectar fallas a partir de la comparación de resultados, no es posible identificar cuál de las réplicas fue la que falló. Para lograr esto último, cada una de estas

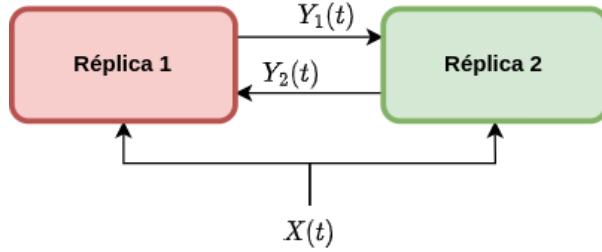


Figura 11: Esquema de redundancia doble. La entrada $X(t)$ es utilizada por ambas réplicas y cada una de ellas obtiene una salida $Y_1(t)$ e $Y_2(t)$. Si ocurre que $Y_1(t) \neq Y_2(t)$, luego esto implicará una falla de alguna de las réplicas.

debería ejecutar una rutina para detectar si ellas fueron las que cometieron el error o no [25]. En un sistema de tiempo real, donde existe un requerimiento temporal para obtener un nuevo resultado de la estimación de la pose y de la acción de control sobre los motores, no resulta aceptable que el sistema deba detenerse o retrasar su ejecución para realizar este análisis en pleno vuelo. Debido a esto es que esta configuración no se presta para ser utilizada en sistemas de tiempo real como el de la computadora de vuelo.

4.2.2. Redundancia Triple

Esta arquitectura puede encontrarse en la literatura con el nombre *Triple Modular Redundancy (TMR)* [26] y consiste en el uso de 3 réplicas, las cuales computan los mismos resultados en paralelo. En esta configuración se asume que solamente 1 de las 3 réplicas presentará una falla a la vez. A diferencia de la redundancia doble, en esta configuración sí es posible detectar cuál de las réplicas fue la que presentó la falla a partir de la comparación de resultados, ya que solamente 1 de los resultados será distinto a los otros 2.

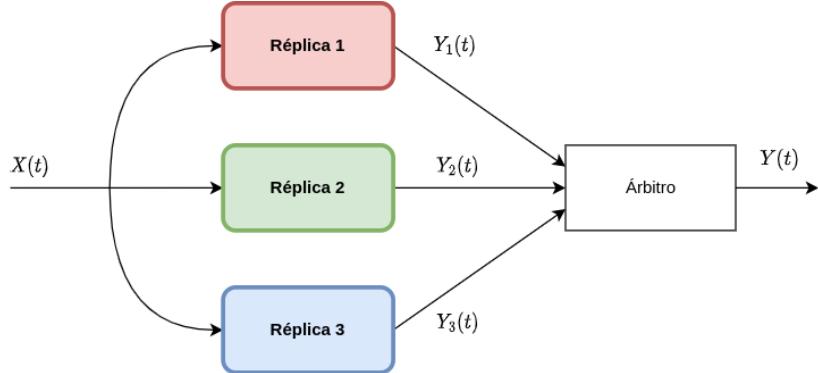


Figura 12: Esquema de redundancia triple. La entrada $X(t)$ es utilizada por las 3 réplicas para obtener sus respectivos resultados $Y_1(t)$, $Y_2(t)$ e $Y_3(t)$. Un bloque denominado árbitro se encarga de seleccionar el valor correcto para la salida $Y(t)$.

Como se muestra en la figura 12, además de las 3 réplicas se utiliza un elemento adicional denominado árbitro. Este tiene la tarea de comparar los resultados de las 3 réplicas y determinar cuál es el resultado correcto. De esta manera no solo es posible detectar cuál de las réplicas fue la que falló, sino que además es posible obtener una salida correcta $Y(t)$, sin la necesidad de que el sistema deba detenerse a hacer un análisis, algo que sí ocurría en la redundancia doble. Esto resulta especialmente útil en sistemas de tiempo real, donde continuamente debe proveerse una nueva salida del sistema de navegación y de la

actuación de los motores. Esto se denomina enmascaramiento de la falla [23], ya que la falla de una de las réplicas queda cubierta por el valor correcto entregado por las otras 2. Debido a que la selección de la salida correcta $Y(t)$ se ejecuta a través de una votación entre los valores $Y_1(t)$, $Y_2(t)$ e $Y_3(t)$, este bloque también es llamado voter en inglés [26].

El hecho de que el árbitro sea el que determine cuál es el resultado correcto, necesariamente implica que este debe ofrecer una confiabilidad, $R(t)$, mucho mayor que la de cada una de las 3 réplicas. Esto se denomina punto singular de falla, ya que una falla en el árbitro inevitablemente genera un fracaso de todo el sistema. Típicamente el árbitro se constituye por hardware más robusto, volviéndolo más costoso. Por ejemplo, cada réplica puede contener un procesador como un microcontrolador COTS, mientras que el árbitro puede estar implementado con un ASIC específico para esa aplicación [16].

Para eliminar este punto singular de falla, sería necesario utilizar varias réplicas del árbitro [23][26], lo que permitiría enmascarar errores que estos puedan cometer. A priori esto podría parecer inviable, ya que se requeriría una gran cantidad de componentes, 3 computadoras de vuelo + 3 bloques árbitro, solo para poder tolerar la falla de 1 de los componentes. Además, teniendo en cuenta el argumento de que los árbitros generalmente son más costosos que las réplicas individuales, se encarecería mucho el sistema completo.

Una alternativa podría ser que las mismas réplicas sean las que ejecuten la votación, comparando sus salidas con las de sus pares. Esto es algo que se lleva a cabo en uno de los trabajos presentados en la sección 3, donde los autores presentan resultados para una arquitectura con redundancia cuádruple, donde los mismos microcontroladores de cada réplica son los encargados de realizar la votación. Para el caso de una arquitectura de redundancia triple, puede diagramarse como en la figura 13.

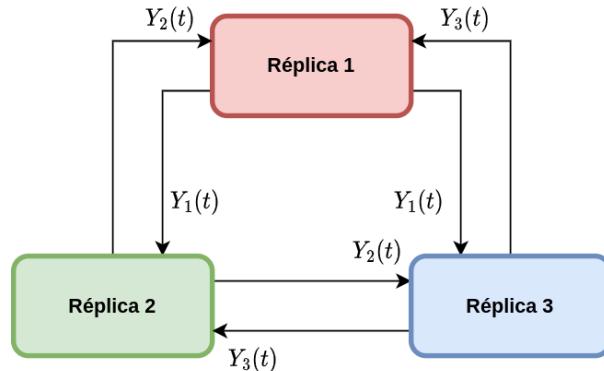


Figura 13: Cada una de las réplicas comparte los resultados con sus pares. Luego, cada una de ellas realiza una votación sobre los valores para obtener el resultado correcto y detectar fallas.

Puede encontrarse bibliografía en la que esta configuración, donde cada réplica contiene su propio elemento voter, se define como una característica fundamental de la *Triple Modular Redundancy (TMR)* [24, p. 156]. Sin embargo, hay otros requerimientos que deben cumplirse para que el sistema funcione de manera exitosa. Uno de ellos es la necesidad de la sincronización entre réplicas, la cual se explica a continuación.

4.2.3. Necesidad del Sincronismo entre Réplicas

Las tareas de estimación de la pose del vehículo, y de cálculo de la acción de control a aplicar sobre los motores comprenden tareas con requerimientos temporales, ya que periódicamente debe obtenerse un nuevo valor, acorde al estado en el que se encuentra el vehículo. En la figura 14 se muestra un ejemplo donde $Y(t)$ corresponde a la estimación de la pose del vehículo. El valor de este resultado solo tiene validez durante el intervalo de tiempo $[t; t + 1]$. Lo mismo ocurre con todos los siguientes resultados $Y(t + N)$, los cuales solamente serán válidos durante los intervalos $[t + N; t + N + 1]$.

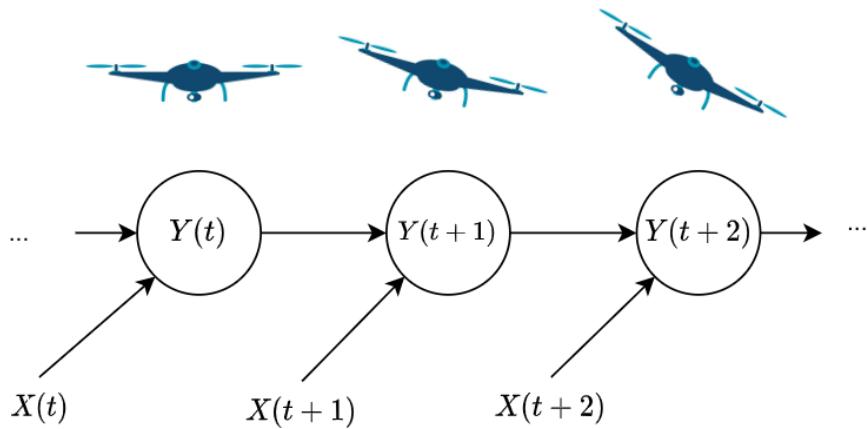


Figura 14: En cada instante de tiempo t , $t + 1$ y $t + 2$ el vehículo se encuentra en un estado distinto, por lo que el algoritmo de estimación de la pose generará 3 resultados diferentes $Y(t)$, $Y(t + 1)$ e $Y(t + 2)$. Las entradas $X(t)$, $X(t + 1)$ y $X(t + 2)$ corresponden a mediciones de los distintos sensores.

Al utilizar varias réplicas de la computadora de vuelo, cada una de estas continuamente calcula estos resultados $Y(t)$, $Y(t + 1)$, etc, de manera periódica. Luego, a partir de las comparaciones es que se detectan y se encamscaran las fallas. Para que estas comparaciones tengan sentido, deben llevarse a cabo sobre resultados que se correspondan temporalmente. Esto implica que todas las réplicas deben calcular sus correspondientes resultados $Y_i(t)$ al mismo tiempo.

Cada una de las réplicas ejecuta una serie de tareas para realizar cálculos sobre la estimación de la pose y sobre la acción de control. La manera de asegurar que estas se ejecuten al mismo tiempo es a través de un mecanismo de sincronización. Esto es lo que sucede prácticamente en todos los trabajos que se presentaron en la sección 3 para UAVs.

En la práctica una sincronización perfecta sería algo excesivo. Sin embargo esto no es necesario y puede tolerarse cierta precisión, la cual será más o menos rigurosa dependiendo de las necesidades del sistema.

Nuevamente, en los trabajos presentados en la sección 3, la sincronización se ejecuta de manera periódica, donde las réplicas reajustan sus clocks. Para esto, cada una de ellas informa a las demás réplicas un valor asociado a su propio clock. Una vez que cada una conoce el estado de los clocks de todas las réplicas, estas buscan ponerse de acuerdo en un valor único. Si todas ellas poseen los mismos valores de entrada y ejecutan el mismo algoritmo, luego llegarán al mismo resultado.

En [27] se presenta un trabajo del desarrollo de una computadora de vuelo con redundancias que utiliza un mecanismo de sincronización como el que se mencionó. Además, se analiza un caso particular, en el que una de las réplicas informa un valor distinto de su propio clock a las demás. Debido a que cada réplica tendrá información diferente acerca del estado del clock de esta réplica, luego no será posible lograr una sincronización. Esto genera la necesidad de que haya un consenso entre réplicas para los valores de clock, de manera que todas las réplicas lleguen al mismo resultado. Esto mismo puede ocurrir con otra información, como datos de sensores.

4.2.4. Necesidad del Consenso entre Réplicas

Si todas las réplicas sin fallas poseen los mismos valores de entrada y estas ejecutan el mismo algoritmo de votación, luego llegarán a la misma conclusión acerca de cuál es el valor correcto. Como fue mencionado en la sección anterior, esto es de especial importancia para llevar a cabo la sincronización.

En las computadoras de vuelo de uso comercial, es común que se incorporen varios de los sensores dentro de la misma réplica. En estos casos, antes de ejecutar una estimación de la pose del vehículo, las

réplicas deben primero obtener las mediciones de sus respectivos sensores y luego ponerse de acuerdo, es decir lograr un consenso, acerca de qué valor de sensor a utilizar para el cómputo. Lo que ocurre con los sensores es que estos sensan magnitudes físicas, por lo que entregarán magnitudes analógicas y siempre existirá una diferencia entre distintas réplicas, ya sea por diferencias propias de fabricación, por cuestiones de calibración, etc. Es por esto que se requiere lograr un consenso en un único valor. Otro escenario podría ser que cada una de las réplicas utilice las mediciones de sus propios sensores para obtener una estimación de la pose y que luego se ejecute una votación sobre este resultado, reduciendo la cantidad de intercambios de mensajes entre réplicas.

La configuración de triple redundancia, tal y como fue presentada hasta aquí, no resulta efectiva para estos casos donde cada réplica propone un valor y debe llegarse a un consenso. En la figura 15 se muestra un ejemplo donde la réplica 1 informa un valor distinto a cada una de las demás. Este valor podría tratarse de valores de sensores o de resultados de la estimación de la pose. Lo que se observa es que este comportamiento genera que las réplicas 2 y 3 llegan a resultados distintos.

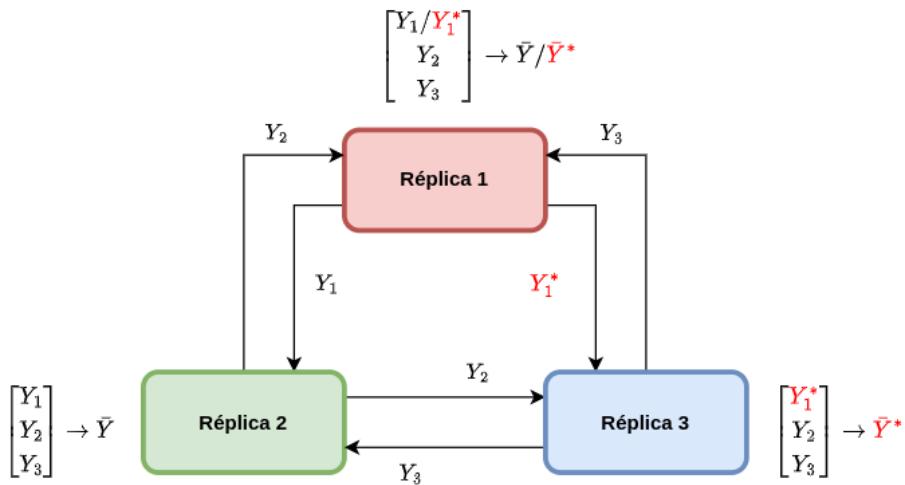


Figura 15: Las réplicas buscan ponerse de acuerdo en el valor correcto para la estimación de la pose. La réplica 1 manifiesta una falla e informa un valor diferente a cada una de las demás réplicas. Esto genera que las réplicas 2 y 3, las cuales no manifestaron ninguna falla, lleguen a resultados distintos, evitando así el consenso. En cuanto a la réplica 1, dependiendo de cuál haya sido realmente el valor que se haya calculado, esta obtendrá uno u otro resultado.

Una posible solución podría ser realizar un nuevo intercambio con los valores obtenidos por cada réplica. Si bien esto sí permitiría lograr un consenso, el valor elegido estaría determinado por la réplica que presentó la falla, en este caso la réplica 1. Por otro lado, si esta nuevamente entrega un valor diferente a las réplicas 2 y 3, este nuevo intercambio tampoco servirá para lograr el consenso.

Este problema donde una réplica presenta información confusa se denomina *The Byzantine Generals Problem* y se analiza en [28]. Este demuestra que se requieren $3m + 1$ réplicas para tolerar m que manifiesten este tipo de fallas. Otros de los trabajos que analizan este mismo problema son [29] y [27]. En este último se presenta el diseño de una computadora de vuelo tolerante a fallas que utiliza los resultados del *Byzantine Generals Problem* para alcanzar la sincronización.

En la figura 16 se muestra un caso donde la réplica 1 entrega el mismo valor a las réplicas 2 y 4, pero entrega un valor diferente a la 3. A partir de un nuevo intercambio entre las réplicas 2, 3 y 4 puede llegar a un consenso acerca de un único valor correspondiente a la réplica 1. En este caso al tener 3 réplicas que no manifiestan este tipo de fallas, puede hacerse una votación 2 de 3 sin involucrar a la réplica con fallas, es decir a la 1.

Esta configuración también permite tolerar el caso en el que la réplica 1 entrega un valor diferente a cada una de las otras 3 réplicas. En ese caso, cuando se ejecute el segundo intercambio, al detectar

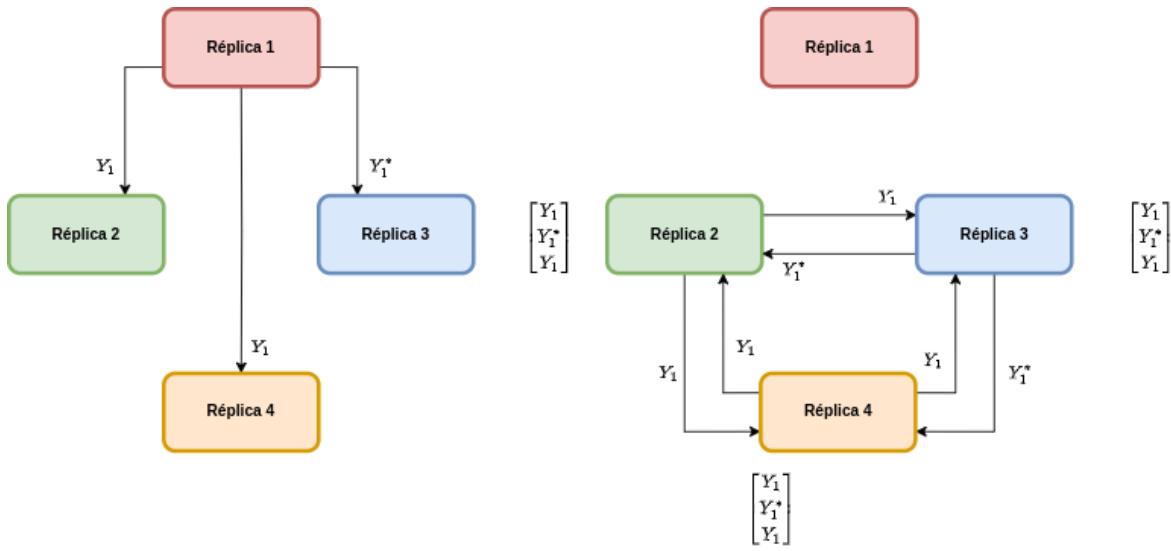


Figura 16: En la primera imagen se muestra que debido a una falla la réplica 1 le entrega un valor distinto a la réplica 3. A partir de un segundo intercambio entre las réplicas sin fallas, puede llegarse a un consenso acerca del valor indicado por la réplica 1.

que todos los valores son diferentes, simplemente se ignorará a la réplica 1. Esto podría ser por ejemplo asumiendo algún valor por defecto.

Sin dudas el hecho de utilizar 4 réplicas para tolerar solamente la falla de 1 de ellas encarece mucho el sistema. Además, debe haber una interconexión entre las 4 y estas deben realizar 2 intercambios de información por cada nuevo resultado calculado.

Una de las cuestiones que no se menciona en el problema original, es el caso en el que las réplicas constituyen sistemas de tiempo real, algo que sí ocurre con las computadoras de vuelo. Otro de los puntos que caracterizan al problema original, es el hecho de que la comunicación entre las réplicas es 1 a 1. Si el sistema tiene la características de funcionar de manera sincronizada e implementar una comunicación a través de un bus, luego el problema del consenso puede resolverse de una manera más simple.

4.3. Simplificación del Problema

Como se pudo ver en la sección 3, varios de los trabajos utilizan un bus para la comunicación entre las réplicas. Esto se presenta tanto en el caso del avión como en varios de los ejemplos de UAVs. También se mostró que una de las computadoras de vuelo comerciales, la de la empresa Embention, utiliza el bus CAN para resolver las comunicaciones entre réplicas con el árbitro. Esto presenta una diferencia con lo planteado en la sección anterior, ya que la existencia de un bus automáticamente elimina la posibilidad de que una de las réplicas pueda entregar información diferente a sus pares. Puede compararse la figura 15 con la figura 17. Siempre que alguna de las réplicas envíe un mensaje a través del bus, este será recibido por todas las demás.

Si bien el uso de un bus de comunicaciones simplifica el problema del consenso, existen otras cuestiones que deben tenerse en cuenta. Uno de los factores importantes es el hecho de que en esta configuración el bus se vuelve un punto singular de fallas, ya que todas las comunicaciones pasan por este. Para solucionar esto puede utilizarse más de un bus en paralelo, asumiendo que solo uno de ellos podrá fracasar en su funcionamiento al mismo tiempo [24, p. 157]. Esto es algo que también se pudo ver en los ejemplos de la sección 3, como en el caso del avión.

Teniendo en cuenta la necesidad del sincronismo entre las réplicas explicado en la sección 4.2.3, la posibilidad de que ocurran colisiones es un problema que puede perjudicar el funcionamiento del mecanismo de tolerancia a fallas. Una colisión puede causar que la información nunca llegue a su destino.

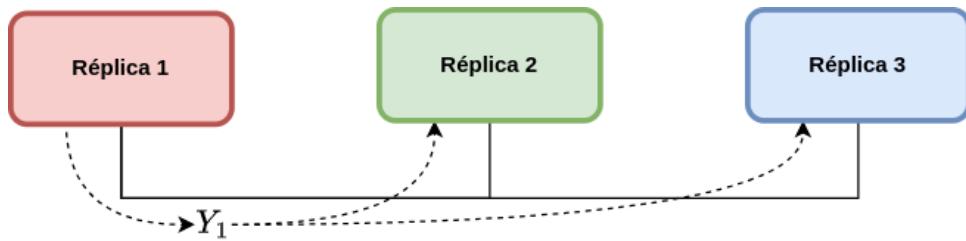


Figura 17: La conexión tipo bus obliga a que la información enviada por cada réplica sea recibida por todas las demás, evitando el envío de información confusa. El mismo valor Y_1 será recibido por las réplicas 2 y 3.

o bien que llegue con un retraso, por ejemplo si se utiliza un mecanismo de retransmisión para asegurar el envío del mensaje.

La manera de solucionar esto es forzando a que las réplicas deban tomar turnos para enviar un mensaje por el bus. Para lograr este comportamiento, cada una de estas debe saber en qué momentos puede utilizar el bus de comunicaciones para enviar un mensaje y cuándo no. Una vez más, este comportamiento también se encuentra presente en varios de los trabajos presentados en la sección 3, incluido el ejemplo del avión, mediante el uso de un acceso al medio TDMA.

A partir de este análisis, se puede ver que para el caso de un sistema de tiempo real con un bus de comunicaciones y donde las réplicas funcionan de manera sincronizada, el problema del consenso es más sencillo, ya que no se requiere el uso de 4 réplicas ni tampoco es necesario realizar tantos intercambios de mensajes. De esta manera la configuración de triple redundancia donde las réplicas funcionan de manera sincronizada, implementan una comunicación a través de un bus de comunicaciones y respetan sus turnos para enviar mensajes, permite implementar mecanismos para tolerar una falla simultánea de 1 de las 3 réplicas.

5. Diseño y Construcción de la Computadora de Vuelo

Como se mencionó en la sección 2, la computadora de vuelo es el elemento central de un vehículo aéreo no tripulado. Su tarea principal y la más importante es la de ejecutar los algoritmos de guiado, navegación y control para mantener estable al vehículo y guiarlo en su trayectoria.

En esta sección se presentan los criterios tenidos en cuenta para el diseño y la construcción de la computadora de vuelo. Se presentan las distintas funcionalidades y el análisis de la selección de distintos componentes como sensores y circuitos integrados. Finalmente, se describe el circuito implementado y el diseño del PCB.

5.1. Antecedentes en el Desarrollo de la Computadora de Vuelo

La computadora de vuelo desarrollada en este trabajo se enmarca dentro del Laboratorio de Automática y Robótica de la FIUBA (LAR). Este ha desarrollado plataformas de computadoras de vuelo en el pasado, con el fin de llevar adelante distintos trabajos de investigación. Estas se encuentran enfocadas a realizar las tareas de estimación de la pose del vehículo, para lo cual integran una serie de sensores de movimiento, como acelerómetros y giróscopos triaxiales. Además, cuentan con una amplia variedad de interfaces para el agregado de otros sensores externos, permitiendo que sean utilizadas en una gran variedad de aplicaciones.

Para realizar la estimación de la pose, se ha utilizado un sistema de navegación inercial (INS). Este consiste en realizar estimaciones de posición y orientación a partir de integrar en el tiempo mediciones de aceleración y velocidad de rotación del vehículo. Debido al efecto de la integración de mediciones en el tiempo, cualquier error de los acelerómetros y los giróscopos decantará en errores de posición y de orientación que crecerán con el paso del tiempo a un ritmo acelerado. Típicamente esto se corrige utilizando otro sistema de navegación auxiliar (como por ejemplo a través de GPS) junto con un filtro de Kalman o un sistema equivalente que corrija este problema.

Para obtener las mediciones de aceleración y velocidad angular en la computadora de vuelo, se utiliza una Unidad de Medición Inercial (IMU). Esta comprende acelerómetros y giróscopos triaxiales, los cuales se denominan sensores iniciales. Gracias a la alta tasa de adquisición de datos que esta ofrece, este sensor es de gran importancia para mantener la estabilidad del vehículo. Estos pueden alcanzar tasas de adquisición del orden de las decenas de kHz, aunque en los vehículos aéreos no tripulados como los de este trabajo se configuran en cientos de Hz, debido a la carga excesiva que supondría para el procesador una tasa de adquisición tan alta.

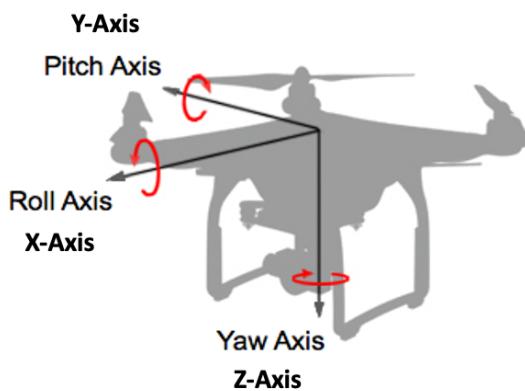


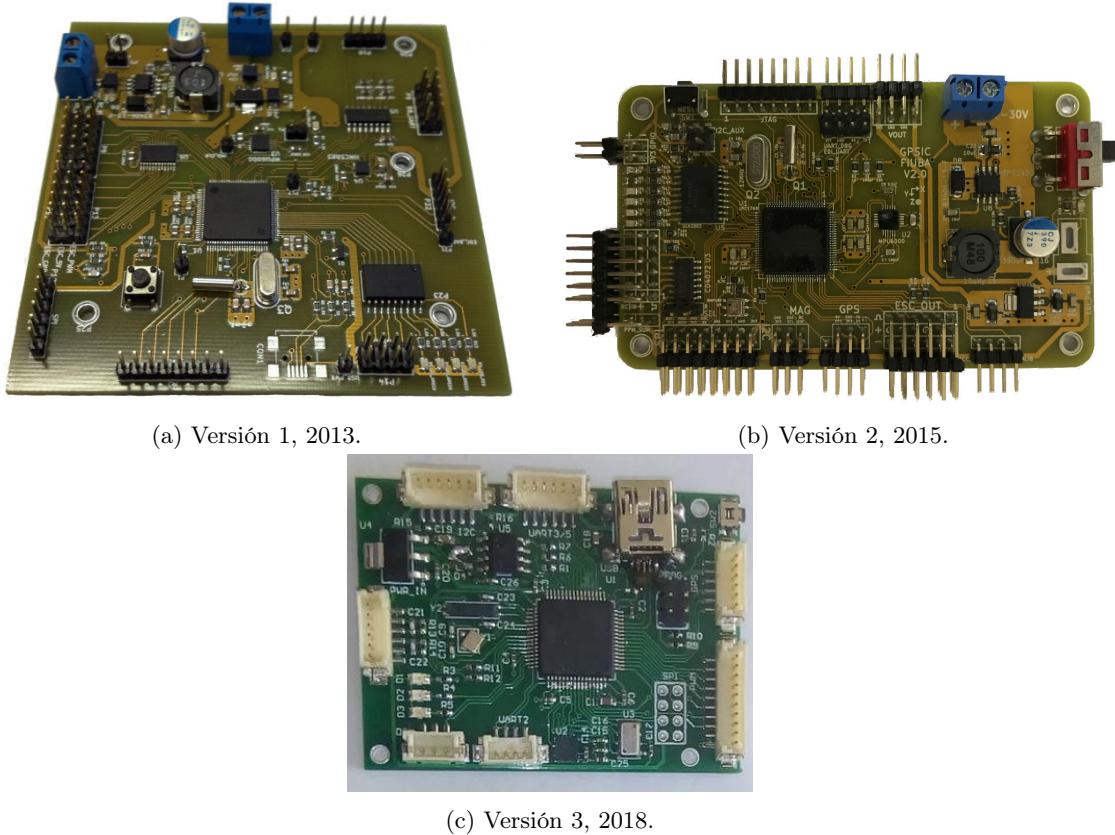
Figura 18: Se utiliza una terna solidaria al vehículo para conocer su orientación en el espacio. Los ángulos *yaw*, *pitch* y *roll* indican rotaciones respecto de una terna inercial.

Utilizando la IMU es posible estimar la orientación del vehículo. En la figura 18 se muestra un UAV con una terna solidaria a este. La forma de indicar la orientación del vehículo es a través de los ángulos

denominados *yaw*, *pitch* y *roll*. Estos expresan las rotaciones entre la terna solidaria al vehículo en su posición actual, y una terna inercial, fija en el espacio. Si bien para realizar una estimación de los ángulos de *pitch* y *roll* basta con utilizar una IMU, para estimar el ángulo de *yaw* es necesario el uso de un sensor diferente, un magnetómetro.

La adquisición de los datos de los sensores es llevada a cabo por un microcontrolador presente en la computadora de vuelo. Todas los cálculos involucrados en la navegación y el control del vehículo son ejecutadas de forma periódica y requieren un gran determinismo temporal, del orden de los milisegundos o decenas de milisegundos.

A lo largo de los años las computadoras de vuelo desarrolladas en el LAR han ido incorporando distintas mejoras y han sido actualizadas con nuevos componentes, como sensores o microcontroladores. En total se han desarrollado 4 versiones, siendo la más reciente la correspondiente a este trabajo. La primera de ellas fue desarrollada en el año 2013 [30]. Esta utiliza un microcontrolador ARM Cortex M3, modelo LPC1769, el cual cuenta con un clock de hasta 120 MHz. Como aspecto negativo, no cuenta con unidad de punto flotante integrada. En cuanto a los sensores, se incluye una IMU modelo MPU6000, un barómetro BMP085 y un magnetómetro HMC5883, todos ellos fuera de fabricación hoy en día. Se utilizó una fuente de alimentación commutada con una salida de 5 V, 3 A, junto con un regulador lineal para generar la tensión de 3,3 V necesaria para alimentar el microcontrolador y los sensores. La fuente ofrece un amplio rango de entrada, entre 7 y 30 V, permitiendo que pueda alimentarse directamente con las mismas baterías del vehículo. La placa de esta computadora de vuelo se muestra en la figura 19a. Esta tiene unas dimensiones de 93x93 mm y cuenta con una serie de conectores que permiten adosar otros sensores y módulos, además de los actuadores para los motores los cuales se controlan con señales PWM generadas por el microcontrolador.



año 2015 y tuvo como objetivo obtener una placa con dimensiones más reducidas respecto de la primera versión, siendo finalmente de 100x60 mm. Se mantuvieron todos los componentes utilizados en la placa a excepción del magnetómetro, el cual fue removido. Esta decisión se debió a que en la primera versión, este sensor quedó prácticamente inutilizable debido a que sus mediciones se veían fuertemente afectadas por los campos magnéticos generados por los motores del vehículo. En esta segunda versión, el magnetómetro debe adosarse a alguno de los conectores que ofrece la placa, para el agregado de otros módulos y sensores externos.

En el año 2018 se desarrolló la tercera versión de las computadoras de vuelo del LAR [31]. Uno de los objetivos en esta versión fue reducir todavía más las dimensiones de la placa. Para lograr esto, una de las decisiones fue remover la fuente conmutada y en su lugar dejar un conector para una fuente externa de 5 V. Además de esto, todos los conectores con formato tira de pines fueron reemplazados por otros con dimensiones más pequeñas y de montaje superficial. A partir de esto se obtuvo la placa que se muestra en la figura 19c, la cual cuenta con unas dimensiones de 80x60 mm. Como segundo objetivo, se buscó actualizar tanto el microcontrolador como los sensores, para mejorar el rendimiento y reemplazar los componentes obsoletos de las versiones 1 y 2. Comenzando por el microcontrolador, este fue reemplazado por un ARM Cortex-M7, modelo STM32F722, el cual puede trabajar a 216 MHz, además de integrar una unidad de punto flotante. En cuanto a los sensores, estos fueron reemplazados por modelos con mejores características. La IMU se reemplazó por un sensor más actual del mismo fabricante, el ICM20602 y en cuanto al barómetro, se utilizó el modelo MS5611 de TE Connectivty, el cual cuenta con 24 bits de resolución. En esta versión además se incluyeron otras funcionalidades nuevas que no estaban presentes en las versiones anteriores. Se incluyó un conector mini USB con el objetivo de utilizarse como interfaz de comunicación serie que permita alcanzar velocidades superiores a las de una UART. También se incluyó la posibilidad de usar una memoria microSD, con el objetivo de almacenar datos pertinentes a la misión del vehículo.

La cuarta versión de la computadora de vuelo es la que se presenta en este trabajo. Uno de los objetivos, al igual que en la versión 3, fue actualizar los sensores por otros de mejores prestaciones y el microcontrolador por uno con mejor rendimiento. También se hicieron modificaciones en cuanto a los conectores utilizados. Como ya fue mencionado, el objetivo principal de esta nueva computadora de vuelo es poder ser utilizada para aplicar algoritmos de tolerancia a fallas a partir de redundancias. Para ello se incorpora en esta versión 2 interfaces de comunicación dedicadas a esta tarea, permitiendo la comunicación entre varias réplicas de la misma placa. A lo largo de las siguientes secciones se describen los criterios que se tuvieron en cuenta para el desarrollo de la placa.

5.2. Criterios Generales Para la Selección de Componentes

Para el diseño y construcción de la computadora de vuelo se tuvieron en cuenta algunos criterios que son comunes a todos los componentes, los cuales se mencionan a continuación. A partir de estos y considerando otros particulares a cada uno, se seleccionaron los componentes de la placa. En algunos casos esto se vio limitado por otras cuestiones, principalmente debido a la falta de disponibilidad de componentes encontrada en el momento del desarrollo de este trabajo.

5.2.1. Uso de Componentes de Grado Automotriz

Un sistema de alta confiabilidad trae consigo un costo mayor en su desarrollo y fabricación, respecto de un sistema donde este aspecto no es tan importante. Esto es principalmente debido a la necesidad de utilizar componentes de alta calidad y confiabilidad. Para el desarrollo de este trabajo, se cuenta con un presupuesto limitado, por lo que no puede accederse a componentes con estas características.

En la búsqueda de distintas alternativas, se encontró que existen componentes que cuentan con una calificación denominada AEC-Q100. Esta calificación creada por el *Automotive Electronics Council* (AEC) define una serie de requerimientos que debe cumplir un componente para garantizar que este se encuentra apto para uso en electrónica automotriz. Los componentes dentro del vehículo se ven sometidos a distintas condiciones de temperatura, humedad, etc., por lo que para considerarse aptos, estos deben garantizar un correcto funcionamiento bajo distintas condiciones. Los requerimientos definidos

por el AEC en la especificación AEC-Q100: *Failure Mechanism Based Stress Test Qualification for Integrated Circuits In Automotive Applications* definen una serie de pruebas de estrés de componentes para demostrar la confiabilidad de los mismos.

Teniendo en cuenta que esta calificación otorga un grado de confiabilidad superior, además del hecho de que estos no representan una gran diferencia económica respecto de aquellos de uso comercial, en aquellos casos en los que fue posible se optó por la selección de componentes con esta calificación.

5.2.2. Longevidad

Para el desarrollo de la placa se buscaron componentes para los cuales el fabricante garantice la longevidad antes de quedar fuera de fabricación. En el eventual caso de que un componente deje de ser fabricado, a futuro esto impactará en el diseño, ya que será necesario buscar un reemplazo del mismo, para poder fabricar nuevas unidades. Algunas veces esto es directo, ya que algunos fabricantes ofrecen compatibilidad en los terminales de componentes de mismas funcionalidades. Sin embargo en otros casos, esto puede traer consecuencias como la necesidad de modificar el diseño original, además de volver a realizar pruebas del circuito, utilizando el nuevo componente. En el caso de que se trate de un sensor, incluso puede requerir la modificación del driver utilizado para interactuar con este.

Para la computadora de vuelo de este trabajo, se buscó tener una longevidad de 10 años.

5.2.3. Requerimientos de Conectores

La computadora de vuelo cuenta con una serie de conectores que permiten el agregado de dispositivos externos a la placa, para extender sus capacidades. Se utilizaron 2 tipos de conectores distintos como los que se muestran en la figura 20.

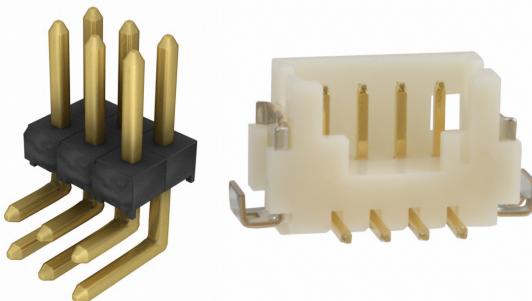


Figura 20: Formato de los conectores utilizados para sensores y módulos externos en la placa. A la izquierda se muestra un conector con formato tira de pines de 0.1" a 90° y a la derecha se muestra un conector de 4 terminales, correspondiente a la serie DF-13 del fabricante Hirose.

Los conectores de la serie DF-13 se encuentran en muchas computadoras de vuelo comerciales, por lo que es común encontrar en el mercado módulos externos, como dispositivos GPS, que incluyan estos conectores. Por otro lado, para realizar pruebas de laboratorio y ensayos con módulos de hardware experimentales, estos conectores pueden ser un limitante, por lo que se agregan conectores con formato tira de pines.

5.3. Circuitos y Componentes Seleccionados

A continuación se describe cada una de las partes del circuito que conforman a la computadora de vuelo. Además de los criterios generales ya mencionados, se mencionan los criterios particulares tenidos en cuenta para cada parte del circuito. En la sección Apéndice A: Circuito Esquemático se encuentra el circuito esquemático completo de la computadora de vuelo.

5.3.1. Microcontrolador

En la versión anterior de la computadora de vuelo, se utilizó un microcontrolador del fabricante ST, en particular el modelo STM32F722. Este cuenta con un procesador ARM Cortex-M7, que puede utilizarse con una frecuencia máxima de 216 MHz. Cuenta con unidad de punto flotante integrada, además de una memoria flash con 512 KB y una memoria RAM de 256 KB.

A todas las funcionalidades de la computadora de vuelo, en este trabajo se le suman los aspectos relacionados a la tolerancia a fallas. A su vez, se tiene la necesidad de integrar otras funcionalidades que llevan consigo una gran carga computacional. Estas pueden ser propias de la aplicación del vehículo o bien relacionadas a mejorar los algoritmos de navegación y control. Para la versión desarrollada en este trabajo, se buscó actualizar el microcontrolador a uno con mayor rendimiento, sin perder de vista la necesidad de mantener un costo reducido.

Se buscó un microcontrolador del mismo fabricante ST, de manera de tener retrocompatibilidad en el desarrollo del firmware con la versión anterior. De esta forma, muchos de los módulos de firmware que ya se encuentran desarrollados pueden reutilizarse en esta nueva versión. Con estos requerimientos, se analizaron las distintas ofertas del mercado. Además de los aspectos mencionados, se tuvieron en cuenta los periféricos presentes en cada modelo, junto con las capacidades de memorias flash y RAM. Se buscó mantener las capacidades de estas memorias en valores similares a las de la versión anterior de la computadora de vuelo.

Como primera opción surgió la posibilidad de seleccionar alguno de los microcontroladores de la serie STM32H7. Estos cuentan con procesadores ARM Cortex-M7, y pueden llegar a velocidades entre 400 MHz y 550 MHz [32], es decir, pueden llegar hasta a duplicar la performance respecto de la versión anterior de la computadora de vuelo. Además, estos integran una unidad de punto flotante de doble precisión. En la tabla 1 se muestran distintos modelos que fueron considerados durante la selección del microcontrolador.

	STM32F722	STM32H723ZG	STM32H743	STM32H753	STM32H735ZG
Flash [kB]	512	1024	1024/2048	2048	1024
SRAM [kB]	256	564	1024	1024	564
Freq [MHz]	216	550	480	480	550
UART	4	6	4	6	6
USART	4	5	4	5	5
SPI	5	6	5/6	6	6
I2C	3	5	4	4	5
CAN	1	3	2	3	3
ADC	3x12b, 24ch	2x16b, 22 ch; 1x12b, 12 ch	3x16b, 16/28/32ch	1x12b, 12ch 2x16b, 18ch	1x12b, 12ch 2x16b, 16ch
Timers	18: 16b x 16, 32b x 2	21: 16b x 17, 32b x 4	14: 16b x 12, 32b x 2	21: 16b x 17, 32b x 4	21: 16b x 17, 32b x 4
SDMMC	2	2	2	2	2
longevidad	01/2033	01/2033	01/2033	01/2033	01/2033
AEC-Q100	No	No	No	No	No

Tabla 1: Se muestra la comparación de las distintas alternativas que fueron tenidas en cuenta para la selección del microcontrolador. En verde se destaca el componente que tiene las mejores características para cada fila. El modelo STM32F722 corresponde al modelo utilizado en la versión anterior de la computadora de vuelo.

Todos los microcontroladores de la serie STM32H7 presentan mejoras en cuanto a frecuencia de operación, memoria flash y RAM. Sumado a esto, la gran mayoría de estos microcontroladores se encuentran dentro del programa *Longevity Commitment* [33]. El fabricante ST se compromete a mantener la producción de los componentes que se encuentren dentro de este programa durante un período determinado. Todos los microcontroladores de la tabla 1 tienen un período de fabricación de 10 años asegurado por

ST, finalizando en 01/2033. Este aspecto es de especial interés teniendo en cuenta la posible necesidad futura de fabricar nuevas placas de la computadora de vuelo.

A pesar del análisis y de las comparaciones entre microcontroladores de la serie STM32H7, la selección del microcontrolador se vio limitada por la disponibilidad de componentes encontrada durante el período en que se comenzó con la selección de componentes y el desarrollo del circuito, entre octubre y diciembre del 2022.

El microcontrolador seleccionado fue el STM32F746ZG. Este cuenta con un procesador ARM-Cortex M7, 1024 kB de memoria flash y 320 kB de memoria SRAM. Un aspecto relevante de este microcontrolador es que cuenta con 2 interfaces para uso de un bus denominado Controller Area Network (CAN), el cual se utilizará para establecer las comunicaciones relevantes a los algoritmos de tolerancia a fallas. La posibilidad de contar con dos de estas interfaces permite implementar un sistema donde este bus no sea un punto singular de falla.

Suando a las prestaciones, este micocontrolador cuenta con un encapsulado LQFP de 144 terminales, lo que permite realizar muchas conexiones con sensores y componentes a través de distintas interfaces comunes, como SPI, I2C, además de terminales GPIO comunes para interrupciones y manejo de otros módulos.

5.3.2. Sensor IMU

La unidad de medición inercial, IMU por sus siglas en inglés, es el sensor principal utilizado por la computadora de vuelo. Este consiste en un circuito integrado que contiene una serie de sensores iniciales, en particular acelerómetros y giróscopos triaxiales. Los acelerómetros se utilizan para realizar mediciones de aceleración lineal y los giróscopos para medir velocidad angular. A partir de estas mediciones, se pueden aplicar distintos algoritmos de procesamiento para obtener una estimación de la posición y orientación del vehículo. Las mediciones de aceleración lineal y de velocidad angular que entrega la IMU son referidas a una terna solidaria al componente, como se muestra en la figura 21.

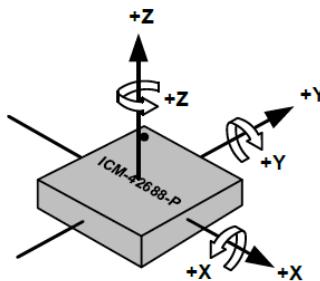


Figura 21: Todas las mediciones que entrega el sensor son reativas a una terna solidaria a este. La imagen se extrajo de [34].

Los acelerómetros y giróscopos de la IMU utilizada en este trabajo, se construyen utilizando la tecnología MEMS: *Micro Electro-Mechanical Systems*. Esta consiste en utilizar técnicas de fabricación de circuitos integrados para integrar en el silicio partes que móviles que constituyen los sistemas mecánicos de los acelerómetros y giróscopos. Este tipo de sensores tienen la ventaja de que pueden conseguirse por un bajo costo, además de tener encapsulados muy pequeños, permitiendo obtener un diseño de dimensiones reducidas.

Se hizo una búsqueda de las distintas alternativas existentes para este tipo de sensores. A partir de leer las hojas de datos de distintos fabricantes, se encontró que los parámetros típicamente especificados, tanto para los acelerómetros como para los giróscopos, son los siguientes:

- *Full-scale range*
- *Sensitivity*

- *Scale factor error*
- *Scale factor error vs temp*
- *Offset*
- *Offset vs temp*
- *Offset vs time*
- *Noise*

El primero de ellos, el *Full-scale range* es el rango de medición del sensor. Para los acelerómetros se suele especificar en un rango de $\pm n \times g$, donde n es algún entero y g representa la aceleración de la gravedad. Para los giróscopos, se especifica como $\pm n \times dps$, donde dps significa *degrees-per-second*.

El parámetro *Sensitivity* hace referencia a la resolución. En algunas hojas de datos este parámetro puede encontrarse con unidades de LSB/g para los acelerómetros y en LSB/dps para los giróscopos. Este valor puede resultar confuso de entender, ya que lo que informa es la cantidad de bits por g o la cantidad de bits por dps . En la figura 22 se muestra una captura de la hoja de datos del sensor seleccionado, el ICM42688p.

PARAMETER	CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNITS	NOTES
ACCELEROMETER SENSITIVITY						
Full-Scale Range	ACCEL_FS_SEL =0		± 16		g	2
	ACCEL_FS_SEL =1		± 8		g	2
	ACCEL_FS_SEL =2		± 4		g	2
	ACCEL_FS_SEL =3		± 2		g	2
ADC Word Length	Output in two's complement format	16			bits	2, 5
Sensitivity Scale Factor	ACCEL_FS_SEL =0	2,048			LSB/g	2
	ACCEL_FS_SEL =1	4,096			LSB/g	2
	ACCEL_FS_SEL =2	8,192			LSB/g	2
	ACCEL_FS_SEL =3	16,384			LSB/g	2

Figura 22: Extracto de la hoja de datos del sensor ICM42688p. Se muestra parte de las especificaciones para los acelerómetros.

La imagen muestra que el sensor permite seleccionar distintos rangos de escala para las mediciones del acelerómetro. Por ejemplo, si se selecciona el rango $\pm 2g$, la hoja de datos especifica una resolución de 16384 LSB/g . Una mejor forma de entender este parámetro sería si se considera la inversa, es decir, la resolución del ADC. En este caso sería de $61,04 \cdot 10^{-6} g$. Luego para un rango de $\pm 4g$ la resolución es de 8192 LSB/g , es decir, $122,07 \cdot 10^{-6} g$. Este valor es el doble del anterior y tiene sentido dado que se está midiendo un rango mayor de aceleraciones utilizando la misma cantidad de bits, en este caso 16 según lo especificado en la hoja de datos.

Para entender los parámetros, *scale factor error*, *offset* y *noise* se plantea un modelo sencillo de medición, tanto para acelerómetros como para giróscopos [35]. Este se presenta en la ecuación (4), donde S es el *scale factor error*, $\omega_b(t)$ es el *offset* el cual es variable con el tiempo, $\eta \sim \mathcal{N}(0, \sigma^2)$, ω_m es el valor medido y ω sería la velocidad angular verdadera para el giróscopo.

$$\omega_m = (1 + S)\omega + \omega_b(t) + \eta \quad (4)$$

A su vez, en las hojas de datos se especifica la dependencia de estos parámetros con el tiempo y con la temperatura, como es el caso del *scale factor error*.

Para tener un criterio de selección del sensor IMU, se siguió el análisis planteado en [35]. Este paper presenta un análisis de los parámetros de los acelerómetros y giróscopos y su impacto en las estimaciones de posición en sistemas de navegación inercial (INS). En este se concluye que los parámetros más importantes para la selección del sensor son:

- Estabilidad del offset de los acelerómetros (Offset vs time).
- Estabilidad del offset de los giróscopos (Offset vs time).
- Ruido de los giróscopos (Noise).
- Error de escala del giróscopo (Scale factor error).

Se buscaron modelos de IMUs de distintos fabricantes, para comparar características. Existe una gran cantidad de fabricantes y de componentes para seleccionar. Se buscaron componentes que sean accesibles y que no tengan un costo muy elevado. Existen IMUs de una excelente calidad, pero que tienen precios que no están al alcance (cientos o miles de dólares). Con este criterio, se realizó una comparación entre distintos modelos de sensores. En la tabla 2 se muestra una comparación de los distintos sensores considerados. Sumado a esto, se tuvo en consideración otro aspecto que fue mencionado anteriormente, la longevidad del componente.

	ICM42688	LSM6DSR	IIM-42652	BMI088	ASM330LHHX
$b_{accel}(t)$	N/A	N/A	N/A	N/A	$40 \mu g$
$b_{gyro}(t)$	N/A	N/A	N/A	$2^\circ/h$	$3^\circ/h$
η_{gyro}	$2,8mdps/\sqrt{Hz}$	$5mdps/\sqrt{Hz}$	$3,8mdps/\sqrt{Hz}$	$14mdps/\sqrt{Hz}$	$5 - 12mdps/\sqrt{Hz}$
S_{gyro}	0,5 %	1 %	0,5 %	1 %	2 %
longevidad	N/A	N/A	10 años, dic. 2020	N/A	15 años, mayo 2022
AEC-Q100	No	No	No	No	Sí

Tabla 2: Se muestra la comparación de las distintas alternativas que fueron tenidas en cuenta para la selección del sensor. En verde se destaca el componente que tiene las mejores características para cada parámetro.

Lo primero que llama la atención es el hecho de que muchos de los sensores no especifican todos sus parámetros. Una sola de las alternativas consideradas tiene disponible toda la información en su hoja de datos. Esto dificulta mucho la selección de un componente. A priori, se seleccionó el sensor ASM330LHHX por el hecho de ser el único que ofrece toda la información en su hoja de datos, además de ser de grado automotriz y tener una longevidad garantizada de 15 años. Teniendo en cuenta aspectos de confiabilidad, resulta esencial el hecho de conocer los parámetros del sensor.

Durante la selección del sensor hubo otro aspecto importante que se tuvo en cuenta y es el hecho de la compatibilidad con el software desarrollado por el laboratorio, para computadoras de vuelo anteriores a la de este trabajo. La versión anterior contaba con un sensor IMU ICM20602, del fabricante TDK. El laboratorio cuenta con bibliotecas de código ya desarrolladas para este sensor. Este presentó excelentes resultados, lo que sienta un antecedente importante en la selección de componentes del mismo fabricante. En la tabla 3 se muestra una comparación entre el sensor anterior ICM20602 y el sensor seleccionado ICM42688.

Para el diseño del circuito se siguieron las recomendaciones en la hoja de datos del componente. Este sugiere incluir una serie de capacitores de desacople en los terminales de alimentación del componente. Se elige utilizar una comunicación SPI en modo esclavo, donde el maestro es el microcontrolador, ya que pueden obtenerse mayores velocidades de comunicación, respecto de otros protocolos como I2C. De esta forma se logra una alta tasa de adquisición de datos de acelerómetros y giróscopos. Como ya fue mencionado, esto resulta clave para mantener la estabilidad del vehículo.

Dado que el sensor IMU es un esclavo en la comunicación SPI, este solo puede comunicarse con el microcontrolador cuando este último le permita hacerlo. Para que la IMU pueda informar el momento en el que se obtuvo una nueva lectura, el sensor dispone de una salida digital la cual puede conectarse a una entrada digital del microcontrolador. Cuando el microcontrolador detecta un cambio de nivel en esta entrada, el mismo procede a solicitar el dato a través de la comunicación SPI. En la figura 23 se muestra un esquema de la conexión entre el controlador y el sensor IMU.

	ICM20602	ICM42688
Año	2016	2021
Giróscopos		
Full Scale Range[dps]	$\pm 250/500/1000/2000$	$\pm 15/31/62/125/250/500/1000/2000$
Scale Factor Error[%]	1,0 @ 25°C	0,5 @ 25°C
Scale factor error vs temp[%/°C]	0,016 @ -40°C - 85 °C	0,005 @ 0°C - 70 °C
Offset[dps]	± 1	$\pm 0,5$
Offset vs temp[dps/°C]	0,01	0,005
Offset vs time[°/h]	N/A	N/A
Noise[m dps/ \sqrt{Hz}]	4	2,8
Acelerómetros		
Full Scale Range[g]	$\pm 2/4/8/16$	$\pm 2/4/8/16$
Scale Factor Error[%]	1,0 @ 25°C	0,5 @ 25°C
Scale factor error vs temp[%/°C]	0,012 @ -40°C - 85 °C	0,005
Offset[mg]	± 25	± 20
Offset vs temp[mg/°C]	X,Y: $\pm 0,5$, Z: ± 1	$\pm 0,15$
Offset vs time[$\mu g/h$]	N/A	N/A
Noise[$\mu g/\sqrt{Hz}$]	100	X,Y: 65, Z: 70

Tabla 3: Se muestra la comparación del sensor ICM20602 y el sensor seleccionado ICM42688.

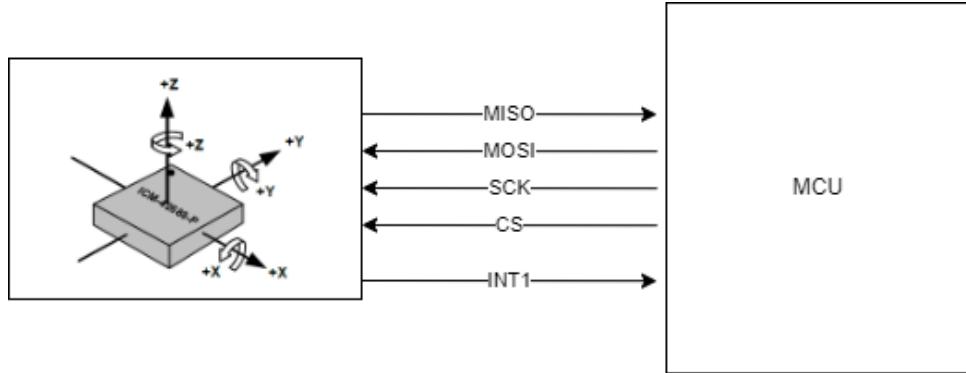


Figura 23: Líneas de comunicación entre la IMU y el microcontrolador.

5.3.3. Barómetro

El barómetro se utiliza para obtener una estimación precisa de la altitud a la que está operando el UAV, a partir de mediciones de presión. Este es uno de los sensores complementarios al INS que se incorporan en la computadora de vuelo. Al igual que la IMU, el barómetro que se utiliza corresponde a un sensor de tecnología MEMS. En particular, los barómetros MEMS cuentan con un sistema capaz de medir la presión absoluta, es decir respecto al 0 de presión. Estos cuentan con una cavidad integrada dentro del chip que se encuentra (idealmente) a presión 0. Para medir la presión, se coloca una membrana sobre la cavidad. En la figura 24 se puede apreciar el efecto de la presión externa.

Sobre esta membrana se colocan resistores de efecto piezoresistivo en configuración puente de Wheatstone. El efecto de la presión genera compresiones y deformaciones en los resistores [37], lo que se traduce en un desbalance del puente. A partir del sensado de la diferencia de potencial, se mide la presión aplicada sobre la membrana.

Al igual que con el sensor IMU, se hizo una búsqueda de las distintas alternativas. Los parámetros típicamente especificados son los siguientes:

- Full-scale range

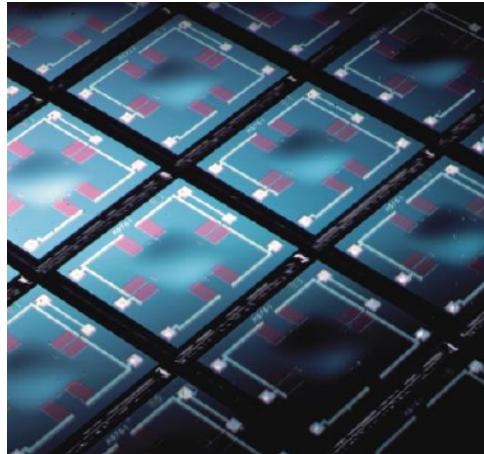


Figura 24: Sensores de presión sobre una oblea de silicio. La imagen se extrajo de [36].

- *Absolute Accuracy*
- *Relative Accuracy*
- *Solder Drift*
- *Offset vs temp*
- *Offset vs time*
- *Noise*

Como se puede ver, estos son similares a los de la IMU. Las diferencias se encuentran en los parámetros *Absolute Accuracy*, *Relative Accuracy* y *Solder Drift*.

Se puede plantear un mismo modelo de medición según la ecuación 4 pero para la presión.

$$P_m = (1 + S)P + P_b(t) + \eta \quad (5)$$

En el caso de la IMU, el parámetro *scale factor error* se refiere al término S y el *offset* al término P_b . En el caso del barómetro, estos valores se encuentran especificados de otra manera. Si se quiere medir una presión P , el error de medición será $\Delta P = S P + P_b(t) + \eta$. El término $S P + P_b(t)$ corresponde al parámetro *absolute accuracy* [38]. Este error es introducido debido a que la cavidad dentro del sensor no se encuentra a presión 0 perfecta, sino que a un pequeño valor [36]. Por otro lado, el término $S P$ se lo denomina *relative accuracy*. Este hace referencia a mediciones diferenciales de presión. Algunos barómetros MEMS traen consigo una funcionalidad para realizar una compensación de offset. Esto dejaría como parámetro de interés para mediciones de presión a la *relative accuracy*, la cual hace referencia al error introducido para mediciones de variaciones de presión.

El parámetro *solder drift* se refiere al offset que se introduce por el propio proceso de soldadura [38]. Este offset también puede ser compensado a través de la calibración del barómetro.

Se buscaron modelos de barómetros de distintos fabricantes, para comparar características, teniendo en cuenta la accesibilidad y el bajo costo. En la tabla 4 se muestra una comparación de los distintos barómetros considerados. Sumado a esto, se tuvo en consideración otro aspecto que fue mencionado anteriormente, la longevidad del componente.

Las dos alternativas que se evaluaron son los sensores ICP-20100 y el ILPS22QSTR. El primero de ellos presenta las *absolute accuracy* y *relative accuracy* más bajas de entre todas las opciones evaluadas. El sensor ILPS22QSTR presenta características similares y además tiene la particularidad de que el fabricante garantiza su fabricación por 10 años, hasta enero de 2033 [39]. Finalmente el sensor seleccionado fue este último.

	BMP390	BMP581	ICP-20100	LPS22HH	ILPS22QSTR	DPS368
FSR [hPa]	300 - 1250	300 - 1250	260 - 1260	260 - 1260	260 - 1260 260 - 4060	300 - 1200
Abs. Acc. [hPa] Rel. Acc. [hPa]	$\pm 0,5$ $\pm 0,03$	$\pm 0,3$ $\pm 0,06$	$\pm 0,2$ $\pm 0,01$	$\pm 0,5$ $\pm 0,025$	$\pm 0,5$ $\pm 0,015$	± 1 $\pm 0,06$
longevidad	N/A	N/A	N/A	N/A	10 años enero 2023	N/A

Tabla 4: Se muestra la comparación de las distintas alternativas que fueron tenidas en cuenta para la selección del sensor.

En este caso también se tomó como guía el circuito de la hoja de datos del componente. La interfaz de comunicación seleccionada es I2C. Se prefiere utilizar I2C en lugar de SPI ya que puede aprovecharse el uso del mismo bus al que se conecta el barómetro, para conectar otros sensores y dispositivos. De esta manera, se ahorra la cantidad de pistas y conexiones en el diseño del PCB. Si bien I2C tiene un funcionamiento más lento que SPI, las mediciones del barómetro no son tan críticas como las de la IMU. Este sensor, a diferencia de la IMU, no cuenta con una línea de interrupción, por lo que los datos deben obtenerse por *polling* de forma periódica.

5.3.4. Magnetómetro

El magnetómetro es otro de los sensores complementarios al INS. Este se utiliza para obtener estimaciones del ángulo de *yaw* del vehículo. En la figura 25 se muestran las componentes del campo magnético terrestre medidas por el sensor. A partir del ángulo entre las componentes en H_y y H_x , puede obtenerse el ángulo de *yaw* del vehículo. Si se rota al sensor alrededor de su eje z, la dirección del campo magnético terrestre permanecerá constante. Esto es lo que permite su uso como referencia para obtener el ángulo de *yaw*.

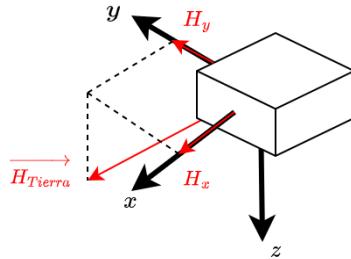


Figura 25: Se muestra un ejemplo con la terna solidaria al magnetómetro. Se muestra la dirección del campo magnético de la Tierra y las componentes expresadas en la terna solidaria al sensor, para los ejes x e y.

Para medir las componentes del campo magnético, el sensor utiliza una serie de materiales resistivos que son sensibles al campo magnético aplicado sobre estos. Se colocan 4 resistores en configuración puente de Wheatstone y se estiman las componentes del campo magnético a partir del desbalance de este.

Para la selección del componente se hicieron comparaciones de las características de varias alternativas. Los parámetros típicamente especificados para el magnetómetro son los siguientes:

- *Full-scale range*
- *Scale Factor Error*

- *Scale Factor Error vs Temp*
- *Offset*
- *Offset vs temp*
- *Noise*

Se buscaron modelos de magnetómetros disponibles. Al igual que con el resto de componentes, se redujo la búsqueda a aquellos que sean de bajo costo. En la tabla se muestra una comparativa de los modelos considerados para la selección final.

	HMC5883L	BMM150	RM3100	MMC5983MA
Scale Factor Error	$\pm 0,1\% @ \pm 200 \text{ uT}$	1 %	$\pm 0,5\% @ \pm 200 \text{ uT}$	0,1 % @ $\pm 400 \text{ uT}$
Scale Factor Error Over Temp	0.3 %/C @ -40°C - 125 °C	N/A	N/A	0.07 %/°C @ -40°C - 105°C
Offset @25°C	N/A	$\pm 40 \text{ uT}$	N/A	$\pm 50 \text{ uT}$
Offset Over Temp	N/A	N/A	N/A	$\pm 2 \text{nT}/^\circ\text{C}$ @ -40°C - 105°C
Noise	200 nT @ FSR = $\pm 88 \text{ uT}$	300 nT @ 25°C, ODR = 20 Hz	30 nT	40nT, ODR = 50 Hz 60 nT, ODR = 100 Hz 80 nT, ODR = 200 Hz 120 nT, ODR = 400 Hz
AEC-Q100	No	No	No	Sí

Tabla 5: Se muestra la comparación de las distintas alternativas que fueron tenidas en cuenta para la selección del magnetómetro. En verde se destaca el modelo con las mejores prestaciones para cada especificación.

El modelo RM3100 es el que posee el nivel más bajo de ruido. Este componente se utiliza en computadoras de vuelo comerciales, pero además fue utilizado con éxito en el proyecto Artemis de la NASA. A pesar de las bondades que ofrece, el costo de este componente en el momento de la selección era entre 5 a 10 veces superior con respecto a los otros. Finalmente el sensor elegido fue el modelo MMC5983MA. Este es el único de todas las alternativas consideradas que contiene información de todos los parámetros. Además de tener unas muy buenas características, el mismo es de grado automotriz, lo que le da todavía más robustez.

El efecto del campo magnético producido por los motores del UAV afectan las mediciones del sensor, volviéndolo prácticamente inutilizable para la navegación del vehículo. Para evitar este problema, el magnetómetro se montará en una posición elevada respecto de la computadora de vuelo. Esto quiere decir que este sensor no se montará sobre la placa, sino que se conectará como un sensor externo, utilizando alguno de los conectores de la placa.

5.3.5. Interfaz de Comunicación CAN

Como ya fue mencionado, la computadora de vuelo requiere que la comunicación entre sus réplicas sea través de un bus. Para ello, la placa debe contar con un circuito con una interfaz de comunicación con el mismo. A partir de lo presentado hasta aquí, el único requerimiento es el método de acceso al medio, el cual debe ser controlado por el tiempo. Teniendo en cuenta que se trata de un trabajo realizado con componentes COTS, el hardware a utilizar debe ser de fácil acceso y con costos razonables. Para el desarrollo de este trabajo, se seleccionó el bus *Controller Area Network* (CAN)[40]. Si bien su método de acceso al medio no es TDMA, existe una extensión del protocolo que justamente busca incorporar esta funcionalidad en otra capa superior.

El protocolo CAN fue desarrollado para ser usado en la industria automotriz, como bus de comunicación que conecta distintos módulos dentro de un automóvil. El objetivo de su desarrollo fue similar al motivo por el cual se desarrolló el bus ARINC 629 en aviones, reemplazar la gran cantidad de cables dentro del vehículo por un bus simple. El protocolo se corresponde con el modelo OSI y la especificación original define las capas física y de enlace.

A diferencia de otros protocolos típicos en sistemas embebidos como I2C o SPI, el protocolo CAN no tiene el formato maestro-esclavo. La comunicación se da entre miembros del bus denominados nodos, los cuales se encuentran conectados a los mismos 2 cables. Esto se muestra en la figura 26.

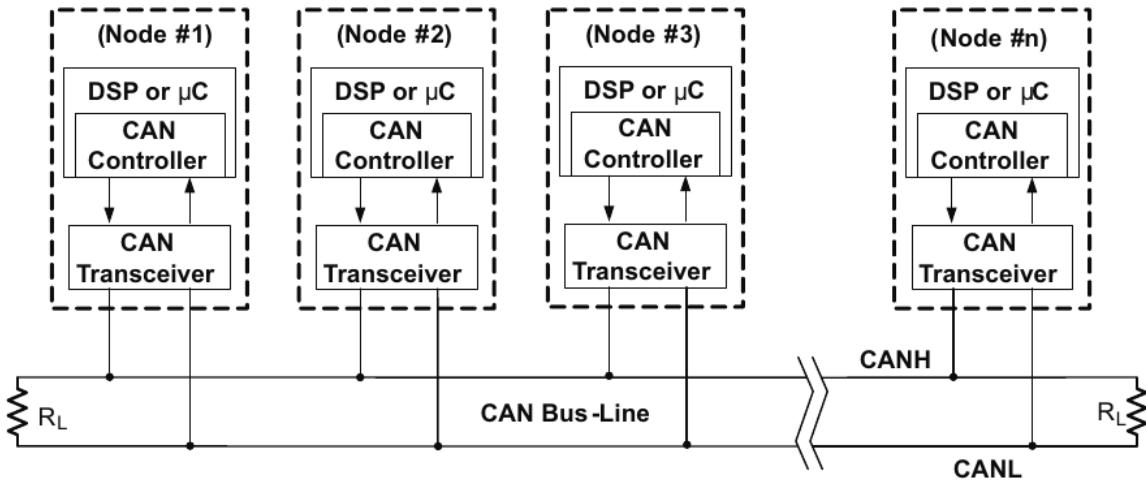


Figura 26: Todos los nodos se encuentran conectados al mismo bus de comunicaciones. El bus CAN se compone de dos cables, CAN-H y CAN-L, terminados en sus extremos por resistencias de adaptación. La imagen se extrajo de [41].

La impedancia característica del bus debe ser de 120Ω . Es común agregar resistores de terminación en ambos extremos, para evitar reflexiones. En algunos casos pueden llegar a encontrarse aplicaciones donde los resistores de terminación se incluyen dentro de alguno de los nodos del bus. Esto no es recomendable, ya que si el mismo se desconecta de forma accidental del bus, todas las comunicaciones entre los demás nodos se verán perjudicadas debido a la pérdida del resistor de adaptación.

La información enviada por los nodos a través de estos 2 cables es en formato de señal diferencial, lo que vuelve robusta a la comunicación, reduciendo las emisiones electromagnéticas generadas por este. A su vez, es común que el bus sea cableado como un par trenzado, lo que atenúa señales de modo común, producto de cualquier acoplamiento.

El protocolo CAN define dos estados para el bus, *recessive* y *dominant*. Cuando no hay actividad en el bus, tanto la línea de CAN-H como la de CAN-L se encuentran a la misma tensión constante. Esto corresponde al estado *recessive* y equivale a un 1 lógico. Cuando se quiere enviar un 0 lógico, el transceiver del nodo transmisor fija la tensión de las líneas CAN-H y CAN-L de tal forma de generar una tensión diferencial $V_{CAN-H} - V_{CAN-L} \geq 1,5V$. Esto se muestra en la figura 27.

Los nodos solamente actúan sobre el bus cuando quieren fijar un estado *dominant*. Cuando se quiere fijar un estado *recessive*, no se actúa sobre el bus ya que este es su estado por defecto. Esto permite que varios nodos puedan actuar al mismo tiempo. En caso de que esto suceda, el estado *dominant* (de allí su nombre) predominará sobre el estado *recessive*.

Existen muchas versiones del protocolo CAN, en este trabajo se utiliza la versión CAN High Speed. Esta define una velocidad máxima de transferencia de 1 Mbps, para un bus de hasta 40 m de longitud y 30 nodos conectados. Se recomienda que la conexión entre cada nodo y el bus no sea de más de 30 cm. El hecho de poder contar con hasta 30 nodos expande las posibilidades de uso, más allá de ser el medio principal de comunicación utilizado para el sistema redundante. Por ejemplo en [43] puede encontrarse un

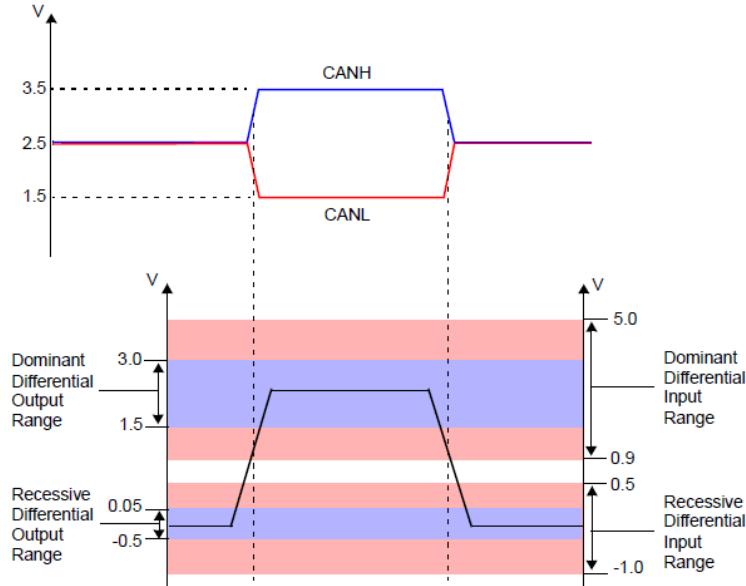


Figura 27: Se muestran los estados recessive y dominant del bus CAN y sus equivalentes lógicos. La imagen se extrajo de [42].

módulo receptor GPS con una interfaz de comunicación CAN y en [44], un listado de módulos comerciales de actuadores para motores con esta misma interfaz.

En la figura 26 se muestra que cada nodo se compone de 2 elementos, el *transceiver* y el *controller*. El primero de ellos forma parte de la capa física y es un circuito que convierte las señales diferenciales del bus en señales de modo común. Luego las señales de modo común son transferidas al elemento *controller*. Este típicamente se encuentra implementado en hardware dentro de una unidad de procesamiento como un microcontrolador, como es el caso de este trabajo.

Una trama del protocolo CAN se compone de varios campos. Además, se definen 2 tipos de tramas, estándar, figura 28 y extended, figura 29.

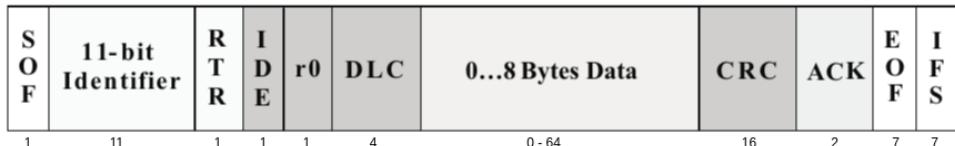


Figura 28: Se muestran los campos de una trama CAN estándar. Debajo de cada campo se indica la cantidad de bits. La imagen se extrajo de [41].

- SOF: Inicio de una nueva trama en el bus.
- Identifier: Indica el contenido del campo de datos.
- RTR: Dominante para *data frames*, recessive para *remote frames*. Estas últimas se utilizan para solicitar a otro nodo que envíe determinado mensaje. Su formato es el mismo, solo que no pueden contener bytes en su campo de datos.
- IDE: Si es dominante, se trata de una trama estándar. Si no, es una trama extended.
- r0: Reservado.

- DLC: Cantidad de bytes de datos enviados.
- Data: Datos útiles, entre 0 y 8 bytes.
- CRC: Chequeo de la integridad del mensaje de la trama.
- ACK: Se compone de 2 bits denominados ACK SLOT Y ACK DELIMITER. El emisor deja estos campos en recessive y cuando algún nodo recibe el mensaje, fuerza un nivel dominant en el bus, indicando que se recibió el mensaje correctamente.
- EOF: Fin de trama.
- IFS: Espacio antes de enviar la próxima trama, de 7 bits.



Figura 29: Se muestran los campos de una trama CAN extendida. Debajo de cada campo se indica la cantidad de bits. La imagen se extrajo de [41].

La trama extended mantiene los mismos campos pero incorpora otros 2 más:

- SRR: Debe ser recessive para extended frames.
- r1: Reservado.

Debido a que no existe un nodo que sea maestro, todos los miembros del bus pueden iniciar la transmisión de un mensaje. El método de acceso al medio se denomina *Carrer Sense Multiple Access with Collision Detection and Arbitration on Message Priority* (CSMA/CD+AMP). Antes de transmitir un mensaje, el nodo sensa el bus y en caso de que esté libre, intenta utilizarlo para transmitir un mensaje.

En el eventual caso en que más de un nodo detecte el medio sin uso, estos intentarán transmitir a través del bus al mismo tiempo. Esta situación se encuentra contemplada por el protocolo a través de un mecanismo que resuelve la colisión mientras que asegura la transmisión del mensaje con la prioridad más alta. El mensaje con la prioridad más alta será aquel que tenga en su campo Identifier el valor más bajo. De aquí se desprende la necesidad de que en un mismo bus no haya mensajes distintos con el mismo campo ID.

En la figura 30 se muestra un ejemplo donde se resuelve una colisión. Tanto el nodo 1 como el nodo 2 quieren utilizar el bus CAN. Ambos comienzan a inyectar su ID correspondiente. En algún momento, ocurre una discrepancia entre el ID injectado por ambos nodos. Aquel con el campo dominant, es decir 0, gana y completa su transmisión, en este caso el nodo 2. El nodo 1 que quiso enviar un 1 por su lado, detecta un 0. Esto genera que detenga su transmisión, dejando que los demás nodos utilicen el medio.

El protocolo CAN de por sí, no cuenta con un acceso al medio controlado por el tiempo, sino que es dominado por eventos (*event-triggered*), ya que varios nodos pueden iniciar la transmisión de un mensaje en cualquier momento. En el estándar ISO 11898-4[45] se define una extensión del protocolo CAN denominada *Time-Triggered CAN* (TTCAN). Esta justamente fue desarrollada con el objetivo de utilizar el protocolo en aplicaciones de alta confiabilidad. Para ello, TTCAN incorpora un mecanismo de comunicación entre nodos a través de un scheduling estático, el cual es respetado por todos. A cada mensaje del scheduling se le asigna una ventana de tiempo y el mismo se repite de forma periódica.

El micronotrolador seleccionado para la computadora de vuelo, cuenta con 2 *controller* embebido, el periférico bxCAN [46]. Cada uno de ellos cuenta con 2 líneas de comunicación con el transciever, CAN TX y CAN RX, las cuales se utilizan para enviar y recibir las señales de modo común al *trasnciever*. En cuanto a este último, se trata de un componente que es ampliamente utilizado en la electrónica automotriz, por lo que hay mucha disponibilidad. Existen transcievers que utilizan distintos niveles de

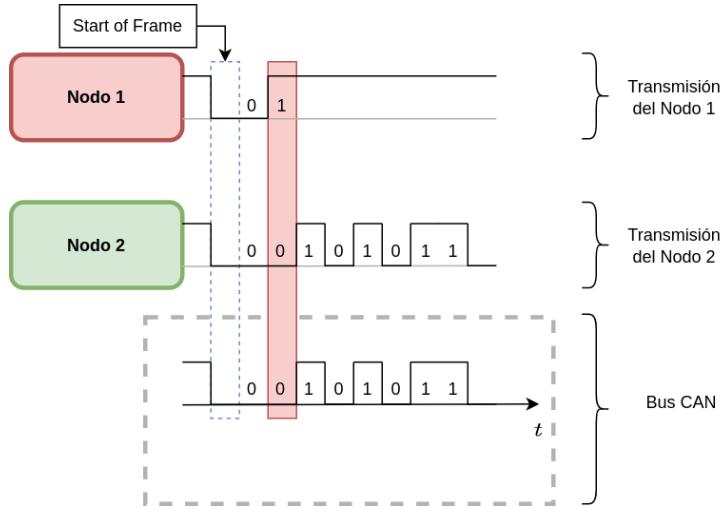


Figura 30: Mecanismo para la detección de colisiones. El nodo 2 gana por prioridad y completa su transmisión, mientras que el nodo 1 deja de usar el bus, aguardando a que el nodo 2 finalice.

tensión en sus salidas. La gran mayoría de los componentes de la computadora de vuelo utilizan tensiones de 3,3 V para su funcionamiento, por lo que se buscó algún componente que pueda trabajar con este nivel de tensión. El componente seleccionado es el SN65HVD230 de Texas Instruments [47], el cual es compatible con la especificación de capa física de CAN, ISO 11898-2. En la figura 31 el circuito utilizado, el cual permite la comunicación del microcontrolador con el bus CAN. El transciever cuenta con una protección por exceso de temperatura, donde el componente pone sus salidas CAN-H y CAN-L en alta impedancia, de manera de no perturbar al resto de los nodos. Además, cuenta con una funcionalidad que permite detectar si este fue desconectado del bus, fijando un estado alto constante en su salida RX hacia el *controller*, informándole de la situación.

En cuanto al circuito implementado se tomaron como punto de partida las recomendaciones de la hoja de datos del transciever SN65HVD230. Como se muestra en la figura 31, se agregó un resistor a tierra en el terminal *Rs*. A través de este terminal puede controlarse el tiempo de crecimiento y de decrecimiento de las líneas CAN-H y CAN-L. Por ejemplo, si se coloca un resistor de $10\text{ k}\Omega$ en el terminal 8 denominado *Rs*, la hoja de datos indica un slew-rate de $15\text{ V}/\mu\text{s}$. Además, se agregaron resistores en serie con las líneas de CAN RX y CAN TX, es decir, en las pistas que llevan las señales que van desde el controller al transciever y viceversa. Esto se hizo como medida preventiva para amortiguar las señales, en caso de que estas presenten sobrepicos en las commutaciones. A priori se fijan en $0\ \Omega$ y se modificarán de ser necesario. Por último, se agregaron capacitores de desacople en las líneas de alimentación.

La especificación de la capa física de CAN no indica un conector a utilizar. Se buscó seleccionar alguno que no ocupe demasiado espacio al ser montado en el PCB. En [48] se mencionan algunas recomendaciones de conectores. Este es un documento publicado por la organización internacional sin fines de lucro, *CAN in Automation*, que se dedica a publicar recomendaciones y especificaciones relacionadas al uso del bus CAN. Dentro de las opciones que da este documento, se buscó alguno que tenga dimensiones razonables a lo requerido para la placa. De entre todas las opciones se seleccionó el conector que corresponde a la especificación de un protocolo CAN desarrollado para ser usado en drones, DroneCAN [49], el conector JST GH 4. Por cuestiones de disponibilidad, se seleccionó otro componente similar a este y que es del mismo fabricante de otros de los conectores utilizados para la computadora de vuelo, correspondiente a la serie DF-13 del fabricante Hirose. Este puede ver en la figura 32. Se utilizaron dos de estos conectores, uno por cada *transciever*. Al ser de pequeñas dimensiones, la inclusión de ambos conectores no ocupa demasiado espacio en la placa.

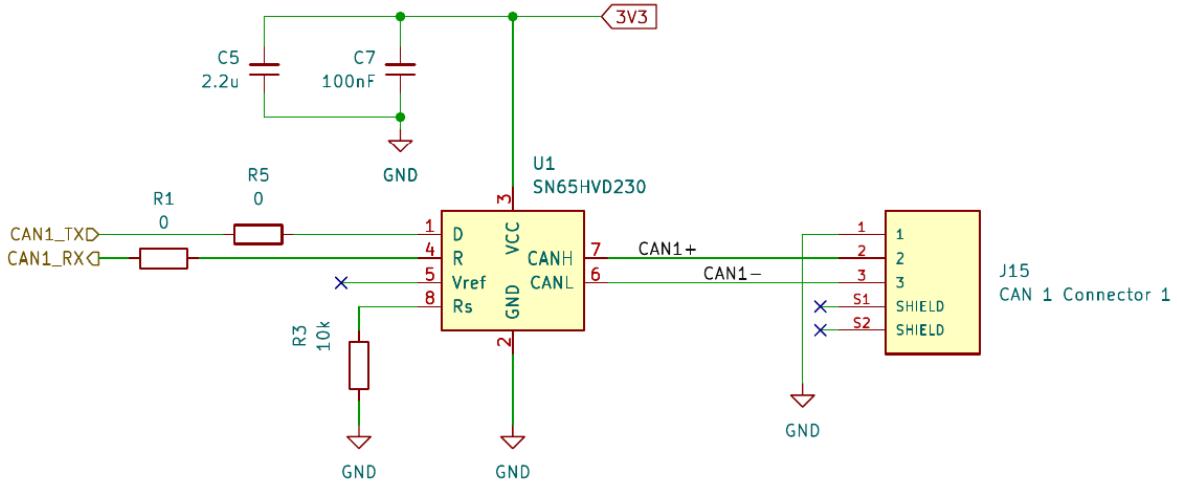


Figura 31: Se muestra el circuito interfaz con el bus CAN. El periférico CAN embebido en el microcontrolador se comunica con el transciever a través de las líneas CAN TX y CAN RX. Este genera la señal diferencia y la inyecta en el bus.

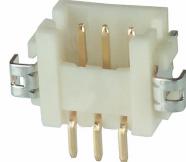


Figura 32: Se muestra el conector utilizado para las interfaces CAN. El mismo cuenta con 3 terminales, de los cuales 2 de se utilizaron para la señal CAN diferencia. El terminal restante corresponde al GND de la placa.

5.3.6. Circuito de Alimentación

Para alimentar el microcontrolador y los demás componentes, se incluye una fuente de alimentación de 3,3 V. Si bien el uso de una fuente conmutada ofrecería mejores características de eficiencia, se opta por utilizar un circuito con un regulador lineal. El motivo principal es porque se prioriza reducir las dimensiones de la placa y simplificar el diseño. Se incorporó un conector, de manera de poder alimentar la placa utilizando una fuente externa de 5 V, a partir de los cuales se generan los 3,3 V.

El circuito implementado se comprende del regulador lineal, junto con capacitores de entrada y de salida. Por cuestiones de confiabilidad, se buscó un componente que sea de grado automotriz. Además, se buscó utilizar un encapsulado SOT-223-3, figura 33. Estos componentes son de fácil acceso en el mercado local, lo que facilita el armado final de la placa.

El modelo seleccionado es el ZLDO1117QG33TA de DIODES Incorporated [50], un regulador low-dropout de grado automotriz con capacidad para entregar hasta 1 A de corriente. Este valor puede resultar excesivo, pero puede ser de utilidad en caso de que sea necesario utilizar muchos módulos y sensores externos a la placa.

Se siguió el circuito recomendado por la hoja de datos del fabricante, donde se coloca un capacitor a la entrada del regulador y otro en su salida. Para el capacitor de entrada se seleccionó un capacitor

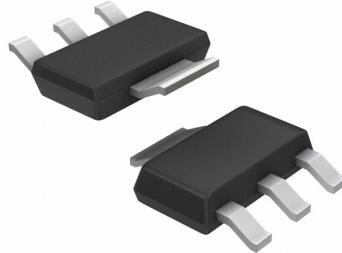


Figura 33: Encapsulado SOT-223-3 seleccionado para el regulador lineal. El terminal de mayor tamaño se encuentra conectado al terminal de tensión de salida, 3,3 V.

cerámico multicapa de valor $4,7 \mu F$. Estos tienen una ESR muy baja, lo que permite que se descarguen rápido. Esto es importante ya que este capacitor se encargará de proveer corriente al regulador, en caso de que ocurra un escalón en la corriente consumida por la carga. Este capacitor ayuda a mantener la tensión de entrada del regulador, en caso de que la fuente conectada a la entrada del regulador presente un drop-out.

En cuanto al capacitor de salida, se tuvo en cuenta el hecho de que este es utilizado para la compensación del regulador [51]. Al tratarse de un circuito a lazo cerrado, debe asegurar su estabilidad para tener un correcto funcionamiento. El mecanismo de compensación es a través de un compensador en adelanto, formados por dos capacitores de salida C_o y C_b , junto con R_o , la ESR del capacitor C_o . Este compensador incrementa el margen de fase, evitando las respuestas oscilatorias por parte del regulador.

Para compensar el circuito adecuadamente, es importante seleccionar un capacitor C_o con una ESR que no sea ni muy baja ni muy alta [52]. Para ello, el fabricante recomienda un valor de ESR entre $0,05 \Omega$ y $0,5 \Omega$, de un valor de por lo menos $4,7 \mu F$. Los capacitores MLCC típicamente tienen ESR muy bajas, del orden de unos pocos $m\Omega$. Debido a esto, se selecciona un capacitor de tantalio para el capacitor de salida C_o [53]. Estos suelen exhibir una ESR mayor a la de los MLCC.

Como fue ya mencionado, se incorpora un conector que permite adosar una fuente externa de 5 V. Este se seleccionó pensando en utilizar algunos módulos típicos para drones y vehículos aéreos [54]. Además de las líneas de tensión y de retorno, cuentan con dos señales analógicas que informan acerca de la tensión y la corriente de la batería. La computadora de vuelo sensa dicha información utilizando entradas analógicas. Además, se incluyen dos filtros pasa bajos, uno por cada señal analógica. Estos pueden encontrarse en el Apéndice A: Circuito Esquemático.

5.3.7. Micro SD

Con el objetivo de registrar datos, tanto del estado como de la misión del vehículo, se incorpora la posibilidad de uso de una memoria Micro SD. Esta permite almacenar una gran cantidad de datos sin procesar, como por ejemplo datos crudos de los sensores del vehículo. Existe una gran variedad de memorias micro SD, las cuales se pueden clasificar según su capacidad:

- Standard Capacity SD Memory Card (SDSC): hasta 2 GB.
- High Capacity SD Memory Card (SDHC): más de 2 GB, hasta 32 GB.
- Extended Capacity SD Memory Card (SDXC): más de 32 GB, hasta 2 TB.
- Ultra Capacity SD Memory Card (SDUC): más de 2 TB, hasta 128 TB.

La memoria se compone de una interfaz eléctrica, un controlador interno, una serie de registros y la memoria en sí. Tanto la capa física como el protocolo de comunicación se encuentran definidos en

el estándar de la SD Association, “SD Specifications Part 1 Physical Layer Specifications”. Se definen 2 formas diferentes de comunicación con la memoria, SD Bus y SPI, siendo el primero el que se utiliza en este trabajo.

El protocolo que se define en este estándar tiene el formato master-slave, en este caso el master será el microcontrolador de la computadora de vuelo. En la figura 34 se muestra un esquema con las conexiones entre el master y la memoria.

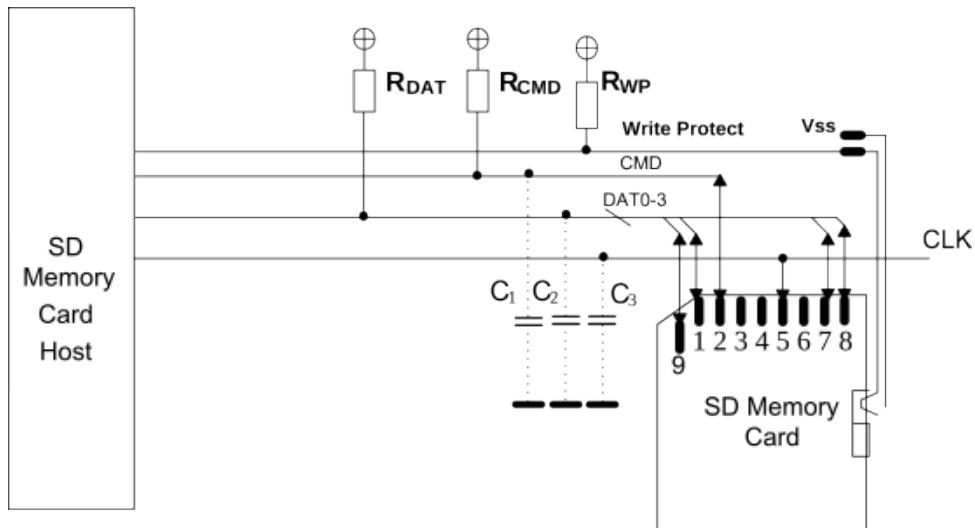


Figura 34: Esquema circuital de la conexión entre el SD host y una memoria SD, tal y como lo indica la especificación de la SD Association. Se recomienda el agregado de resistores de pull up en las líneas de datos y CMD para fijar un valor de tensión en estas líneas cuando no hay una memoria presente.

El estándar define que la alimentación V_{dd} debe estar entre 2,7 V y 3,6 V, por lo que puede alimentarse a través del mismo regulador de la placa. A través de la línea CLK, el host envía la señal de clock a la memoria SD para sincronizar la transferencia de datos. La línea CMD es una línea de envío y recepción de comandos, para la lectura de la memoria, escritura, etc. Finalmente, las líneas D0, D1, D2 y D3 se utilizan para envío y recepción de los datos desde y hacia la memoria.

El modo de comunicación SPI permite el uso con microcontroladores de propósito general, los cuales suelen incluir varios periféricos SPI. El uso de este protocolo simplifica la comunicación, aunque como contrapartida, debido a que el bus SPI tiene una sola línea de datos, las velocidades de transferencia alcanzadas son inferiores. El bus SPI del microcontrolador que se utiliza en este trabajo, tiene una velocidad de transferencia máxima de 6,25 MB/s (50 MHz), mientras que la interfaz SD incluida alcanza velocidades de 25 MB/s (50 MHz). El motivo principal es que el protocolo SD tiene 4 líneas de datos en paralelo, mientras que con el uso de SPI solo se utiliza 1 línea.

El periférico del microcontrolador es compatible con la versión 2.0 de la SD Association, la cual solamente define las clasificaciones SDSC y SDHC. Además, se aclara que un host que puede comunicarse con una SDHC, también puede comunicarse con una SDSC, pero no al revés. En consecuencia, la computadora de vuelo podrá utilizar tarjetas de hasta 32 GB, correspondientes a las SDHC.

Se coloca un slot para memoria micro SD en la placa, modelo DM3AT-SF-PEJM5 del fabricante Hirose. Además de las líneas de comunicación ya mencionadas, este posee un terminal extra que permite detectar si se insertó una memoria SD. Este terminal funciona como una llave mecánica que se conecta a GND cuando se inserta la memoria en el slot. A través de la conexión con un GPIO del microcontrolador, se puede detectar la inserción de la memoria micro SD, para luego inicializar la comunicación.

5.3.8. Interfaz USB

Como parte de las funcionalidades básicas para utilización de la computadora de vuelo, se incorpora una interfaz para comunicación USB. Este puerto se incorpora con el objetivo de facilitar el uso de la placa durante las etapas de desarrollo de firmware, donde puede ser necesario hacer muchas pruebas y modificaciones. De esta forma, es posible programar la placa y proveer alimentación a través de un solo cable. La interfaz también puede aprovecharse como un puerto de comunicación más con la computadora de vuelo.

El microcontrolador utilizado integra un periférico compatible con la especificación USB 2.0 y con la extensión On-The-Go (OTG), el cual permite a pequeños dispositivos funcionar como hosts en el bus USB. Para las aplicaciones que se le quieren dar a la computadora de vuelo, se opta por un uso de modo device.

En cuanto a la velocidad de comunicación, el periférico brinda la posibilidad de utilizar tanto una configuración Full-Speed (12 Mb/s) como High-Speed (480 Mb/s). A priori, esta última sería de preferencia, dada la altísima tasa de transferencia, en comparación con la primera. Sin embargo, la utilización de esta última requiere el agregado de un componente adicional para utilizar como interfaz física con el bus USB, denominado ULPI. No sucede lo mismo para el uso de la configuración Full-Speed, para la cual la interfaz física se encuentra completamente integrada. Por una necesidad de mantener un tamaño de placa reducido y teniendo en cuenta que la interfaz USB no se usará para funciones críticas de la computadora de vuelo, se prefirió optar por el uso de una configuración Full-Speed. Cabe aclarar además, que la interfaz física integrada para Full-Speed trae consigo integrado el resistor de pull-up de $1,5\text{ k}\Omega$ en la línea D+, necesario para el proceso de enumeración del dispositivo, por lo que tampoco fue necesario su incorporación en la placa.

Se incorpora en la placa un conector micro USB-B. El terminal 4 llamado ID se utiliza para indicar si el dispositivo funcionará como host o device. La computadora de vuelo funcionará siempre en modo device, por lo que este se deja en circuito abierto, tal como indica la especificación USB 2.0.

Como fue mencionado, el conector USB se utiliza como otra opción para alimentar la placa. La tensión nominal entregada por un host USB es de 5 V. Para alimentar el resto de la placa, se conecta esta entrada al regulador de 3,3 V que se encuentra en la placa. De forma de evitar que haya conflictos con el conector de alimentación principal mencionado en la sección 5.3.6, se incorporó un circuito simple formado por dos diodos, como se muestra en la figura 35.

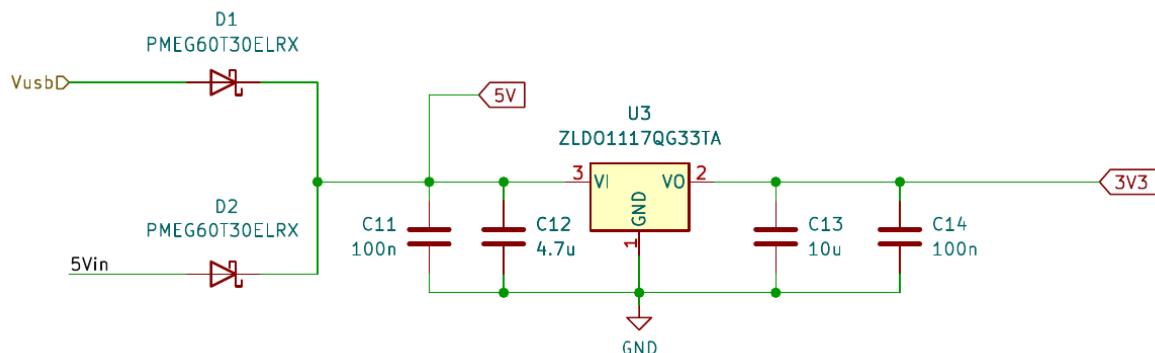


Figura 35: Se muestra el circuito esquemático junto con los diodos Schottky que permiten la alimentación a través de 2 fuentes distintas.

Estos diodos fuerzan a que las corrientes solamente circulen desde las entradas de 5 V hacia el regulador. Debido a que estos se encuentran en serie con las corrientes de entrada a la placa, se seleccionaron diodos Schottky para tener bajas caídas de tensión, además de reducir la potencia disipada. Si bien existen componentes especiales que permiten cumplir con esta misma funcionalidad con menor caída de

tensión e incluso con la capacidad de seleccionar la fuente de alimentación a utilizar, nuevamente se opta por una solución que permita mantener unas dimensiones reducidas de la placa.

5.3.9. Conector para Módulo GPS

Se provee la posibilidad de incorporar de forma externa un módulo receptor GPS. Estos entregan mediciones de posición y velocidad a la computadora de vuelo, las cuales se utilizan como mediciones complementarias al INS. Estos módulos además suelen proveer de una funcionalidad extra, llamada señal *Pulse-per-second*(PPS). Esta es una señal con un período de 1 segundo y que se encuentra sincronizada con los relojes atómicos del sistema GPS, los cuales tienen una exactitud de decenas de ns. Esto permite que la PPS señal sea utilizada como referencia de tiempo en el sistema de navegación de la computadora de vuelo.



Figura 36: Módulo receptor de GPS. Dentro de la carcasa de plástico se encuentra un chip que procesa las señales de GPS para extraer la información, además de una antena utilizada para recibir la señal proveniente de distintos satélites, típicamente una antena parche de cerámica.

La placa incluye 2 conectores diferentes para uso de este tipo de módulos. Por un lado, se utiliza un conector de la serie DF-13 del fabricante Hirose y por el otro, conectores de tira de pines estándar de 0.1" a 90 grados. Ambos conectores están enfocados al uso de módulos con comunicación serie, por lo que el conector tiene 2 terminales, TX y RX, además de un terminal para la señal PPS.

El receptor GPS suele montarse en elevación en el vehículo para favorecer la recepción de la señal. Otros de los sensores que también suelen ubicarse en elevación son los magnetómetros. Esto se hace para evitar la influencia en las mediciones de los campos magnéticos generados por los motores del vehículo. Debido a esto, algunos módulos GPS además incluyen consigo un magnetómetro integrado y traen consigo 2 conectores como se muestra en la figura 36, uno para la señal GPS y otro para la comunicación con el magnetómetro.

5.3.10. Conectores para Salidas de PWM

Como parte del sistema de control, la computadora de vuelo debe comandar a los actuadores. En vehículos aéreos no tripulados comerciales, es común el uso de motores brushless de corriente continua. Estos se alimentan con una fuente de tensión continua, a través de un driver que genera una salida trifásica. Estos drivers se denominan *Electronic Speed Controller* (ESC).

Haciendo una búsqueda de los distintos tipos de ESC, puede verse que estos ofrecen interfaces de control, siendo la más común el uso de una señal PWM. Es por esto que en la computadora de vuelo se incorpora un conector el cual ofrece 8 salidas para este tipo de señal. En este caso particular, los drivers comerciales no utilizan terminales DF-13 como en otros casos, por lo que solamente se incluyen conectores de tira de pines estándar de 0.1" a 90 grados. Las señales PWM serán generadas a través de los periféricos asociados a los timers del microcontrolador.

Además de las 8 salidas para control de los actuadores del vehículo, se incorporaron otras 4 salidas extra en otro conector separado. Este segundo conector está pensado para utilizarse con otros fines, como controlar una serie de servomotores que puedan incorporarse al vehículo.

5.3.11. Conectores para Control por Radio

Como fue mencionado, el vehículo en algunas ocasiones puede ser controlado manualmente por un piloto remoto. Una de las formas de control para vehículos comerciales es a través de un control radio transmisor RC. Estos cuentan con 2 *sticks* a través de los cuales puede guiarse al vehículo manualmente. El movimiento de los *sticks* es interpretado por un circuito que emite las señales moduladas a través de una antena. En el vehículo se monta un receptor, el cual recibe y demodula las señales de radiofrecuencia, para luego entregar los comandos del piloto a la computadora de vuelo.

La forma más común de comunicación entre el receptor y la computadora de vuelo es a través de distintas señales del tipo PWM denominadas canales. Cada canal puede indicar un set point distinto del vehículo, por ejemplo pueden tenerse 4 canales para los ángulos *pitch*, *roll*, *yaw* y otro para el empuje vertical del vehículo [31]. Debido a que esto requiere el uso de 4 líneas de comunicación entre el receptor y la computadora de vuelo, se opta por una alternativa más sencilla. Estos utilizan una señal denominada *Pulse Position Modulation* (PPM) y tiene la ventaja de contener la información de todos los canales en una sola línea de comunicación. En la figura 37 pueden verse las características de la señal PPM.

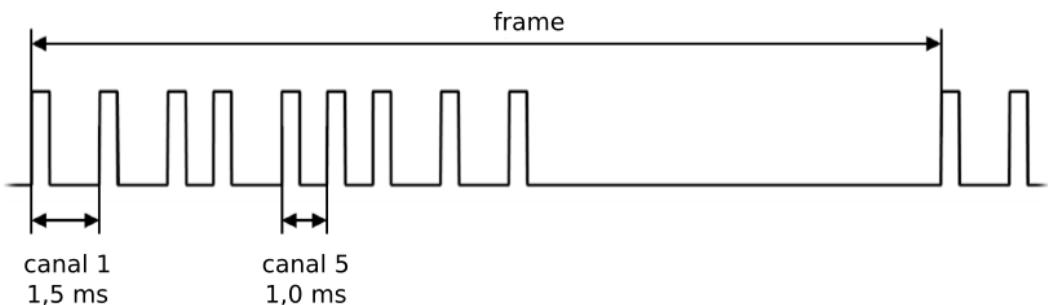


Figura 37: Ejemplo de una señal PPM para 8 canales.

Esta se compone de *frames* de duración 20 ms. En cada *frame* puede haber una cierta cantidad de pulsos de ancho fijo. La información de cada canal se encuentra codificada en el espaciado entre pulsos, el cual puede ser un valor entre 1 y 2 ms. Un espaciado de 1 ms representa un valor de 0 %, mientras que 2 ms, un valor de 100 %. Estos porcentajes se asocian a los movimientos hechos por el piloto en los *sticks* del radio transmisor. Por ejemplo, en la figura 37 el canal 1 tiene una separación entre pulsos de 1,5 ms (50 %), mientras que el canal 5, de 1 ms (0 %).

En la computadora de vuelo se incluye un conector de tira de pines estándar de 0.1" a 90 grados de 3 terminales, 2 de ellos para alimentar el módulo desde la computadora de vuelo y el tercero para la comunicación. Para interpretar la señal se utiliza un periférico timer del microcontrolador y se aprovecha la funcionalidad *Input capture mode*. Cada vez que ocurre un flanco, el periférico captura el estado del timer, almacenándolo en un registro auxiliar. Estos valores pueden recuperarse con una interrupción o utilizando DMA. A partir de la diferencia entre valores consecutivos, puede conocerse el espaciado entre pulsos y por ende recuperar el comando enviado por el piloto.

Otro de los receptores comúnmente utilizados son los del fabricante Spektrum, denominados *Direct Signal Modulation* (DSM). En lugar de generar una señal modulada, estos utilizan una interfaz UART de

comunicación serie. Existe una especificación donde se explica el protocolo, el contenido de los mensajes, velocidades, etc. [55]. De acuerdo a lo indicado en la especificación, en la computadora de vuelo se incluye un conector modelo B3B-ZR-SM4-TF(LF)(SN) del fabricante JST.

5.3.12. Conector para Programación y Debugging por SWD

Con el objetivo de facilitar el desarrollo de firmware para distintas aplicaciones, se incorpora un conector con acceso a los terminales de programación y debugging del microcontrolador. Estos corresponden a una interfaz *Serial Wire Debug* (SWD). A través de esta es posible detener el núcleo del microcontrolador utilizando *breakpoints* y examinar el estado de las variables del programa.

El protocolo necesita el agregado de unos resistores de pull-up y pull-down en las líneas SWDIO y SWCLK respectivamente. En la hoja de datos se indica que estos se encuentran integrados en el microcontrolador, por lo que se hicieron las conexiones desde el microcontrolador directamente hacia un conector utilizado para comunicación con el dispositivo de debugging. No existe un conector estándar para SWD, aunque sí existe una recomendación por parte de ARM, Samtec FTSW 0,050", tanto de 10 como de 20 terminales [56]. Por motivos de compatibilidad con el debugger disponible en el momento del desarrollo, se optó por un conector más simple, conformado por tiras de pines estándar de 0.1" verticales. En este mismo conector se incorporan líneas de alimentación y GND, permitiendo la alimentación de la placa, además de una línea de reset, la cual puede ser manejada por el debugger.

5.3.13. Otras Funcionalidades

Además del pulsador para la línea de RESET, se incluyen dos pulsadores extra. Estos a priori no tienen una funcionalidad definida, por lo que se incluyen para ser usados según lo requiera la aplicación de la computadora de vuelo.

Una de los posibles usos que se le puede dar a estos pulsadores es el de ejecutar una rutina de calibración de alguno de los sensores, como el magnetómetro externo, el cual se requiere una calibración que involucra un procedimiento manual.

Teniendo presente la necesidad de obtener un diseño de tamaño reducido, se incorporaron pulsadores de 2 terminales, como los que se muestran en la figura 38. Cada pulsador se encuentra acompañado de un resistor de pull-up, acompañado de un capacitor de filtrado y un resistor en serie con motivo de filtrar el efecto rebote.

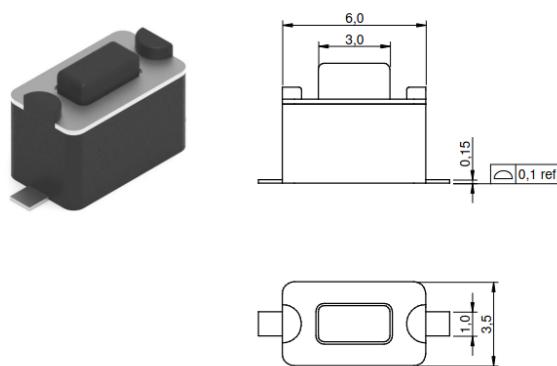


Figura 38: Pulsadores utilizados para la computadora de vuelo. Las imágenes se extrajeron de la hoja de datos del componente. Se muestran las dimensiones en mm.

Otra de las funcionalidades que se incorporan son una serie de LEDs de distintos colores. En total se incorporaron 8 LEDs, 2 de color azul, 2 de color rojo, 2 de color verde y 2 de color amarillo. Al igual que los pulsadores, estos son de propósito general y su uso dependerá de la aplicación involucrada.

Como ya fue mencionado, la computadora de vuelo debe contar con varias interfaces para comunicación con sensores y módulos externos. Para ello, se incorporaron 3 conectores para comunicación UART (además de las ya mencionadas para GPS y para control por radio), 1 para SPI y 2 buses I2C externos.

5.4. Desarrollo del PCB

En esta sección se explican las consideraciones tenidas en cuenta para el diseño de la placa. Se mencionan criterios generales, además de otros específicos para cada parte del circuito. Finalmente, se presenta el diseño final de la placa.

5.4.1. Requerimientos de Manufacturabilidad

Como ya fue mencionado en varias ocasiones, uno de los objetivos es lograr un diseño de placa de pequeñas dimensiones. Durante el desarrollo se tuvo presente una limitación para este requerimiento y es el hecho de que solamente se cuenta con la posibilidad de montar todos los componentes sobre una sola cara de la placa. Esto se tuvo en cuenta durante el proceso de routeo, ubicando todos los *footprints* en la cara top.

5.4.2. Requerimientos de Posicionamiento del Sensor IMU

Como fue mencionado en la sección 5.3.2, todas las mediciones de aceleración y velocidad angular son relativas a una terna solidaria al sensor. La IMU se ubica cerca del centro de masa del vehículo para que las mediciones además estén referidas a una terna solidaria a este. Debido a que la computadora de vuelo suele ubicarse en el centro del vehículo, es importante que este sensor sea montado en el centro de la placa.

Durante el desarrollo del layout del PCB, se encontró un impedimento por el que no se logró centrar la IMU en la placa. Esto se debió a la necesidad de que todos los componentes se encuentren ubicados de un solo lado de la placa, tal como se mencionó en la sección 5.4.1, sumado al gran tamaño del microcontrolador. El ubicar el sensor en el centro de la placa, fuerza a que el microcontrolador quede en uno de los extremos, lo que dificulta mucho las conexiones de este con el resto de los componentes. Esto además quita espacio necesario para ubicar la gran cantidad de conectores, los cuales deben ubicarse en los extremos de la placa.

A pesar de esto, luego de hacer varias iteraciones en el routeo final, el sensor pudo montarse apenas 8 mm desfasado respecto del centro. Este dato debe ser tenido en cuenta a la hora de montar la placa en un vehículo.

Como fue mencionado en la sección 5.3.2, este sensor es un sistema electromecánico, por lo que el estrés que este sufra puede alterar sus mediciones, o incluso llegar a dañar el componente. Para minimizar estos efectos, se siguieron una serie de guías y recomendaciones de distintas notas de aplicación para montaje de estos sensores sobre PCBs [57] [58] [59]. Se enumeran algunas de esas recomendaciones:

- Montar el sensor lejos de orificios de montaje para el PCB, lejos de orificios para colocar tornillos y lejos de componentes como pulsadores y conectores. Para el caso de un pulsador, por ejemplo, al presionarlo esto genera una presión sobre el PCB. Si la IMU se encuentra muy cerca del pulsador, dicha presión puede llegar a afectar la zona donde se encuentra la IMU, alterando las mediciones. El uso de pulsadores suele utilizarse para activar rutinas de calibración, por ejemplo de la IMU, del magnetómetro o de otro tipo de sensores.
- Montar la IMU lejos de los bordes del PCB.
- No ubicar test points ni conectores debajo de la IMU, es decir, en la otra cara del PCB. El conectar y desconectar continuamente puede dañar el componente.
- El layout del circuito debe ser lo más simétrico posible. No es necesario utilizar pistas de un tamaño diferente para las líneas de alimentación, ya que su consumo es muy bajo.

- No pasar pistas debajo de la IMU.
- No ubicar vías debajo del componente. El área debajo de este debe definirse como keepout area.

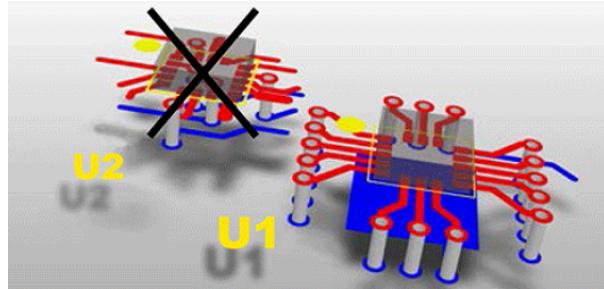


Figura 39: Se muestran dos ejemplos de layout de una IMU. El layout U2 no sigue las recomendaciones mencionadas, mientras que U1 sí. La imagen se extrajo de [59].

La imagen de la figura 39 resume algunas de estas recomendaciones. Lo que se observa es que las pistas del sensor son simétricas. A pesar de que algunos terminales de la IMU no se utilicen, se recomienda que igualmente sean incluidas en el routeo, solo para mantener la simetría. Durante el proceso de soldadura, el estaño presente en los distintos pads del componente generan una tensión que atrae el componente hacia este. En la figura 40 se muestra un ejemplo de una IMU rotada respecto de su placa. Si el routeo no es simétrico, es posible que el sensor no quede centrado, lo que resultaría en un problema durante el uso de la computadora de vuelo.

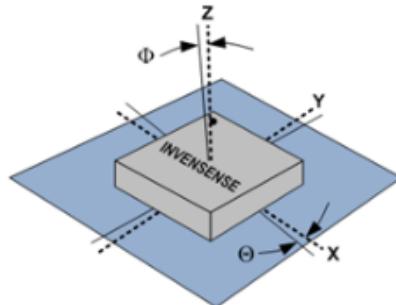


Figura 40: Se muestra un ejemplo donde la IMU se encuentra rotada respecto de la placa. En línea punteada los ejes de la terna solidaria al sensor y en línea continua la terna solidaria a la placa. La imagen se extrajo de [60].

5.4.3. Características del PCB

Dada la gran cantidad de pistas que deben trazarse en toda la placa, se opta por un diseño de PCB de 4 capas. Esta elección simplifica el routeo, ya que se cuenta con una mayor cantidad de capas para pasar pistas, en relación a una configuración típica de 2 capas. En la figura 41 se muestra el *stackup* utilizado para el PCB.

La configuración de 4 capas tiene otras ventajas respecto del uso de 2. El circuito de la computadora de vuelo es prácticamente un circuito con señales digitales, por lo que debe darse un cuidado especial, minimizando la impedancia del retorno de corriente. En el caso de un PCB de 4 capas, al tener una capa entera dedicada al retorno, esta ofrecerá una muy baja impedancia para las corrientes de alta frecuencia. En la figura 42 se muestra cómo el efecto de la inductancia presente en el retorno de señal,

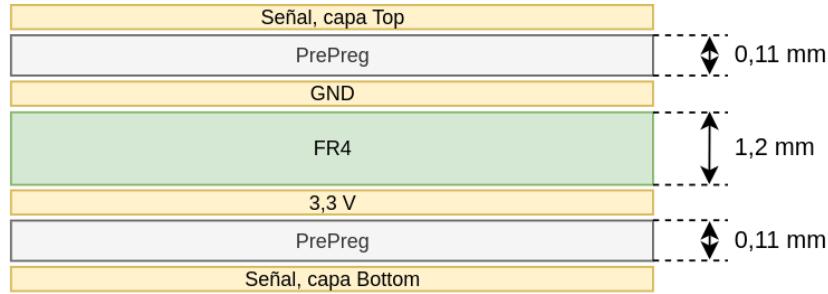


Figura 41: Configuración de capas utilizada para el PCB.

puede generar ruido a través de la conexión a GND en otros componentes. El ejemplo de la figura es con compuertas lógicas, pero aplica igualmente a cualquier circuito digital, por ejemplo a la comunicación entre el microcontrolador y alguno de los sensores.

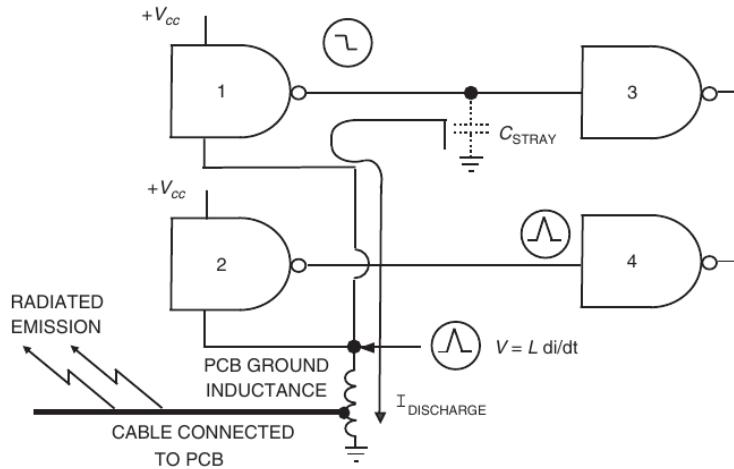


Figura 42: La compuerta lógica 2 mantiene su salida siempre en 0 V, mientras que la compuerta lógica 1 comuta su salida de estado alto a 0 V. En este momento, se produce una descarga del capacitor C_{STRAY} el cual representa capacidades que pueden ser por ejemplo de la pista que une su salida con la compuerta 3. En ese momento, la corriente circula por la inductancia del retorno, generando una caída de tensión que afecta a la compuerta 2 y a su salida. La imagen se extrajo de [61, p. 381].

En el caso de un PCB de 2 capas, es difícil reducir este efecto, ya que no se cuenta con el espacio suficiente. Otra de las ventajas es la disminución de las emisiones radiadas generadas por las caídas de potencial en la inductancia del retorno de señal [61, p. 477].

La selección del espaciado entre placas y el espesor de cobre se vieron afectadas por las posibilidades ofrecidas por el fabricante *PCBWay*. Se optó por la opción más económica, correspondiente a las dimensiones de la figura 41.

Otra de las técnicas utilizadas para reducir el ruido producto de las corrientes de alta frecuencia en la placa es el agregado de capacitores de desacople, principalmente en el microcontrolador. Estos ofrecen un camino de baja impedancia descargándose y entregando corrientes de alta frecuencia.

Algunos de los conectores de la computadora de vuelo tienen salidas con tensiones de 5 V utilizados para alimentar módulos y sensores, como es el caso del receptor GPS. Esta tensión de 5 V se obtiene directamente desde la tensión de entrada del conector de alimentación de la computadora de vuelo. Para ello, se trazó una pista en la misma cara top, con un ancho mayor al resto de las demás. Esta se muestra

en la figura 43. Podría haberse incluido un plano con esta tensión en la misma capa que el plano de 3,3 V. Sin embargo, esto hubiera generado que el plano de 3,3 V se viera afectado, haciendo que este se viera partido, lo que incrementaría la impedancia vista por las corrientes sobre este.

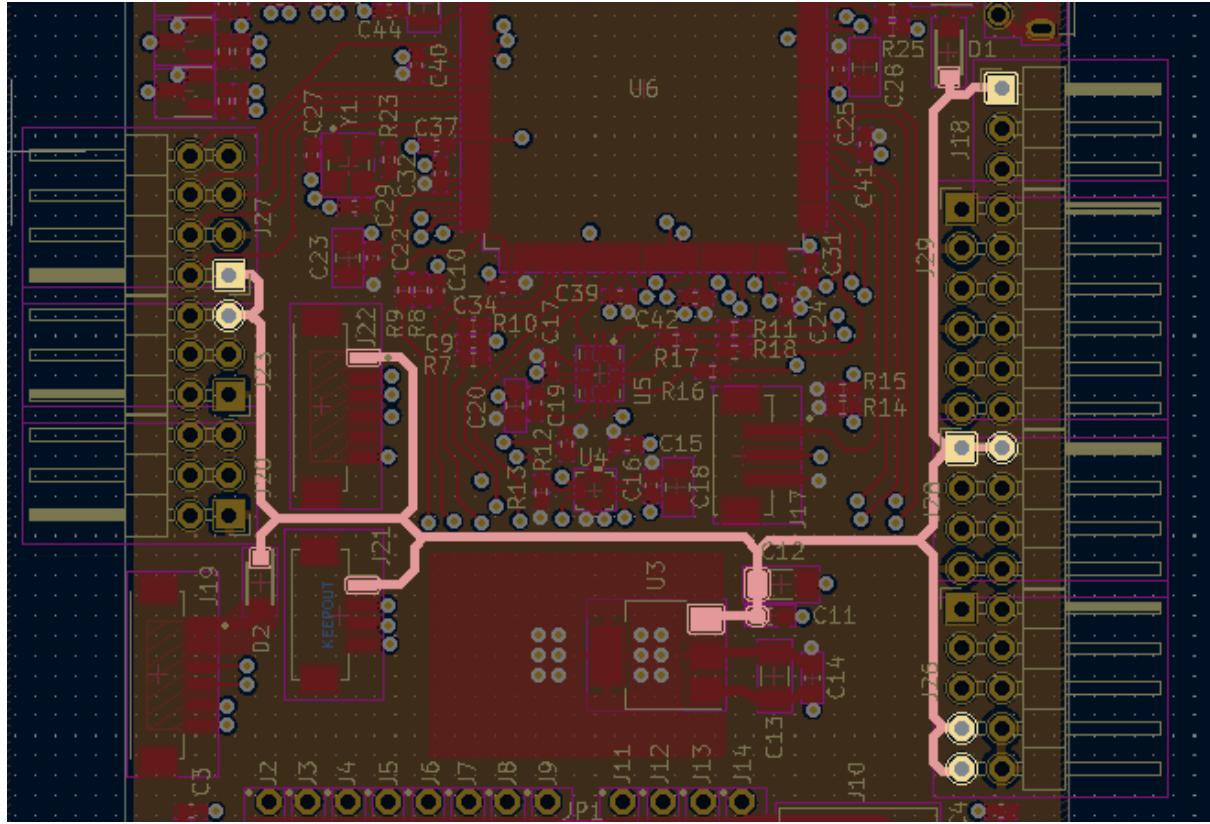


Figura 43: Se muestra una captura del software KiCad, utilizado para el desarrollo de la placa de la computadora de vuelo. Se resalta la pista de 5 V en la capa top. A su vez se puede ver la zona naranja la cual corresponde a la capa 3 y que contiene en su totalidad al plano de 3,3 V. El plano de GND se ubica en la capa 2.

Otro de los aspectos a definir para la fabricación del PCB fueron las vías. Al tener varias capas, el routeo de las pistas trae consigo una gran cantidad de vías en la placa, debido a los cambios de capa y a las conexiones con los planos internos de alimentación y GND. Existen distintos tipos de vías que ofrece el fabricante, entre ellas las vías ciegas, vías enterradas y vías pasantes. Se prefiere evitar el uso de otro tipo de vía que no sea una vía pasante, debido a que de otra forma se incrementa mucho el costo de fabricación de la placa, ya que el proceso de manufactura de las vías ciegas y las vías enterradas, es más complejo que el de las vías pasantes.

5.4.4. Comunicación con el Slot para Tarjeta Micro SD

Para trazar las pistas correspondientes a la comunicación con la memoria Micro SD, se tuvieron en cuenta los requerimientos planteados en la especificación de la SD Association. Esta indica valores máximos de capacidad y de inductancia de cada trazo, para mantener la integridad de la señal. Además de esto, se tuvieron en cuenta una serie de recomendaciones indicadas por el fabricante del microcontrolador, para uso del periférico [62].

Se buscó obtener una impedancia característica de $50\ \Omega$ tanto para las líneas de datos como para la de comandos y clock. Gracias a la elección del *stack-up* del PCB, con planos de GND y de $3,3\text{ V}$ continuos, las pistas de las capas exteriores son del tipo microstrip, cuya impedancia característica es conocida.

La altura y la permitividad del dieléctrico se encuentran fijados por el fabricante *PCBWay*, por lo que el parámetro fue el ancho de pista. Para determinar su valor, se utilizaron las aproximaciones presentadas en [63, p. 825] y que se muestran en (6). En la figura 44 se muestra una imagen con las dimensiones finales de las pistas.

$$Z_0 = \begin{cases} \frac{60}{\sqrt{\epsilon_{ref}} \ln \left[\frac{8h}{W} + \frac{W}{4h} \right]} & , \frac{W}{h} \leq 1 \\ \frac{120\pi}{\sqrt{\epsilon_{ref}} \left[\frac{W}{h} + 1,393 + 0,667 \ln \left(\frac{W}{h} + 1,444 \right) \right]} & , \frac{W}{h} > 1 \end{cases} \quad (6a)$$

$$\epsilon_{ref} = \frac{\epsilon_r + 1}{2} + \frac{\epsilon_r - 1}{2} \left[1 + 12 \frac{h}{W} \right]^{-1/2} \quad (6b)$$

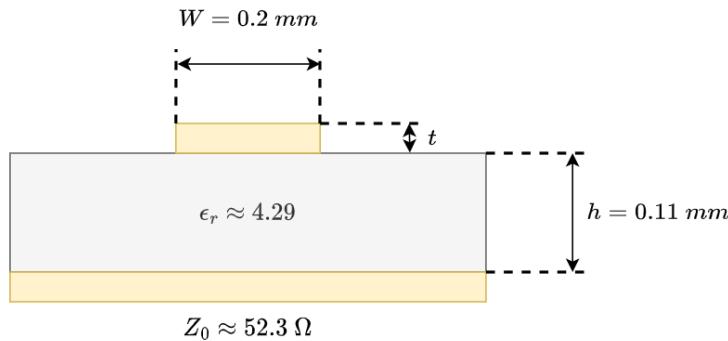


Figura 44: Se muestran las dimensiones de las pistas utilizadas para la memoria MicroSD. La altura del dieléctrico h y su permitividad ϵ_r , están definidos por la configuración del PCB.

Con el motivo de reducir la cantidad de pistas con disintintas dimensiones en el PCB, se utilizan estas mismas dimensiones en la mayor parte de las pistas, por ejemplo para la comunicación con los sensores.

El protocolo de comunicación corresponde a un bus de datos paralelo, donde se utiliza el flanko ascendente del clock como referencia para muestrear el bus. Para que la comunicación funcione adecuadamente, el fabricante del microcontrolador recomienda que el desfasaje entre pistas sea menor a 60 ps. Para lograr esto, se buscó que todas las pistas de datos y de clock tuvieran la misma longitud. Además, se utilizó la misma cantidad de vías en cada pista.

5.4.5. Comunicación USB

Otro de los casos donde se tuvieron cuidados especiales en el trazado de las pistas, es para el caso de la comunicación USB. Como se trata de una señal ||diferencial, las pistas que conectan el periférico con el puerto USB de la placa fueron trazadas utilizando una herramienta del software *KiCad* especial para el trazado de este tipo de pistas.

En la especificación Universal Serial Bus Specification Revision 2.0 se indican las impedancias características de modo común y diferencial, de 90Ω y 30Ω respectivamente. No obstante, se permiten unos rangos de tolerancia bastante amplios, del 15 % y del 30 % respectivamente. A partir de las características del dielectrónico del PCB, se definieron las dimensiones del par diferencial utilizado para la comunicación USB:

- Ancho de pista = 0,254 mm
- Separación entre pistas = 0,254 mm.

- $Z_{0,diff} = 84,5 \Omega$
- $Z_{0,comm} = 23,6 \Omega$

5.4.6. Layout del Regulador Lineal

Previo al trazado de pistas de la placa, se hizo un análisis térmico del regulador lineal. A partir de la hoja de datos [50], se detectó que para una temperatura ambiente de 25°C y para corrientes de $500mA$, puede suceder que el regulador supere su potencia máxima disipable. Si bien este valor de corriente se encuentra sobredimensionado para la placa de este trabajo, debe recordarse que la corriente dependerá en gran medida de los módulos y sensores externos conectados a la computadora de vuelo.

Durante esta etapa del desarrollo del PCB, se encontraron una serie de notas de aplicación las cuales explican técnicas y muestran resultados de la reducción de la resistencia térmica θ_{JA} . Se prefirió dedicarle un esfuerzo al diseño teniendo en cuenta la disipación de calor del regulador, con el objetivo de evitar posibles problemas luego de la fabricación del PCB.

En [64] se muestran resultados del efecto de aplicar distintas modificaciones al layout en el PCB de un integrado. Esto se pude lograr por ejemplo incrementando la zona de cobre que hace contacto directo con el integrado, a través del uso de otras capas del PCB para decrementar todavía más la resistencia térmica y el uso de vías térmicas.

En primera medida, se incluyó un plano de cobre en la capa top, de $211 mm^2$. Este se pude ver en la figura 45. En la nota de aplicación [65] se muestran resultados de distintas pruebas utilizando un encapsulado como el de este trabajo, donde se fue incrementando la superficie del plano de cobre en la misma capa del integrado. Esta concluye que para una superficie de $211 mm^2$ se obtiene una $\theta_{JA} = 60^\circ\text{C/W}$. Este valor representa una reducción del 43,9 % respecto del valor reportado en la hoja de datos y en el gráfico de la figura 46 se pude ver la comparación entre ambos casos de la potencia máxima disipable.

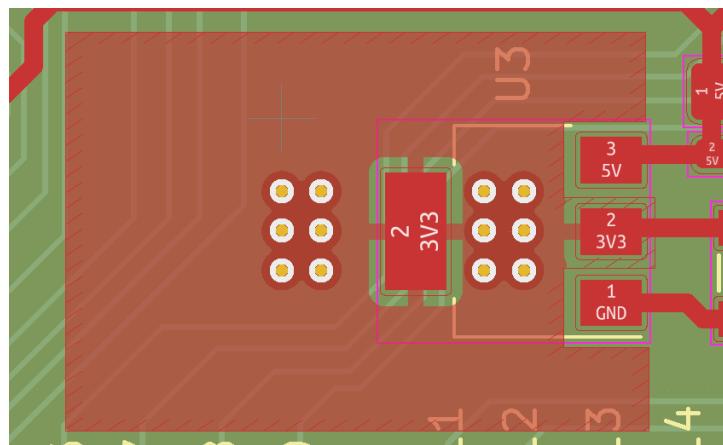


Figura 45: Se muestra el layout final del regulador en la cara top. Se agrega un plano de $211 mm^2$ en la misma capa para reducir la resistencia térmica. Además, se utilizan una serie de vías para conectar con el plano interno de $3,3 V$, permitiendo disipar calor a través de este.

Existen algunas diferencias respecto de las condiciones planteadas en [65], ya que allí se utiliza un espesor de cobre de $70 \mu\text{m}$, mientras que en este trabajo se utilizó un espesor de $35 \mu\text{m}$. A pesar de esto, los resultados que se muestran en [64] indican que el usar un espesor de $35 \mu\text{m}$ en lugar de $70 \mu\text{m}$ en un PCB 4 capas, representa un incremento inferior al 10 %.

Por otro lado, en la placa de este trabajo se incorporan una serie de vías en el plano, las cuales conectan con la capa de $3,3 V$. En otra nota de aplicación de *Texas Instruments* [66] se muestra otro estudio junto con resultados donde se aprovechan los planos internos en un PCB de 4 capas. Allí se demuestra que solamente con tener capas de cobre interiores sin la necesidad de estar conectadas al regulador, pueden

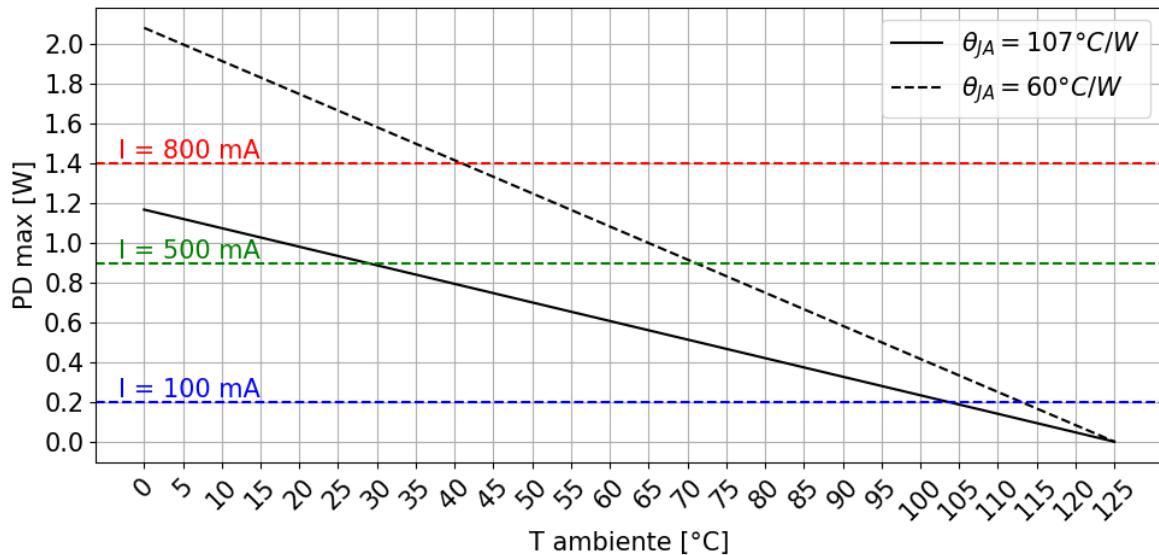


Figura 46: Se muestra la comparativa del valor indicado en el datasheet $\theta_{JA} = 107^{\circ}\text{C}/\text{W}$ con el valor de $\theta_{JA} = 60^{\circ}\text{C}/\text{W}$. Este último es un valor que se toma de referencia, a partir de los resultados extraídos de las distintas notas de aplicación consultadas. Esto además permite que el regulador pueda entregar mayores valores de corriente, lo cual es necesario debido a la gran cantidad de módulos y sensores que pueden adosarse a la computadora de vuelo a través de sus conectores.

reducir la θ_{JA} hasta un 50 %. Si estos se encuentran conectadas al regulador, la reducción es aún mayor. Para la ubicación de las vías, estas se colocaron inmediatamente debajo del regulador.

5.5. Diagrama en Bloques y PCB Final

Teniendo en cuenta todas las consideraciones mencionadas a lo largo de esta sección, se pudo plantear un circuito esquemático y obtener un diseño de PCB. Este último puede encontrarse en el Apéndice B: PCB Final. A modo de resumen, en la figura 47 se muestra un diagrama en bloques de la computadora de vuelo y en la figura 48 la implementación en PCB, con dimensiones de 90x60 mm. Por último, en la figura 49, se muestran las 3 placas que se enviaron a fabricar para este trabajo. Utilizando los orificios métrica 3 de los 4 extremos de las placas, estas pueden apilarse con el objetivo de facilitar el montaje en conjunto dentro del vehículo.

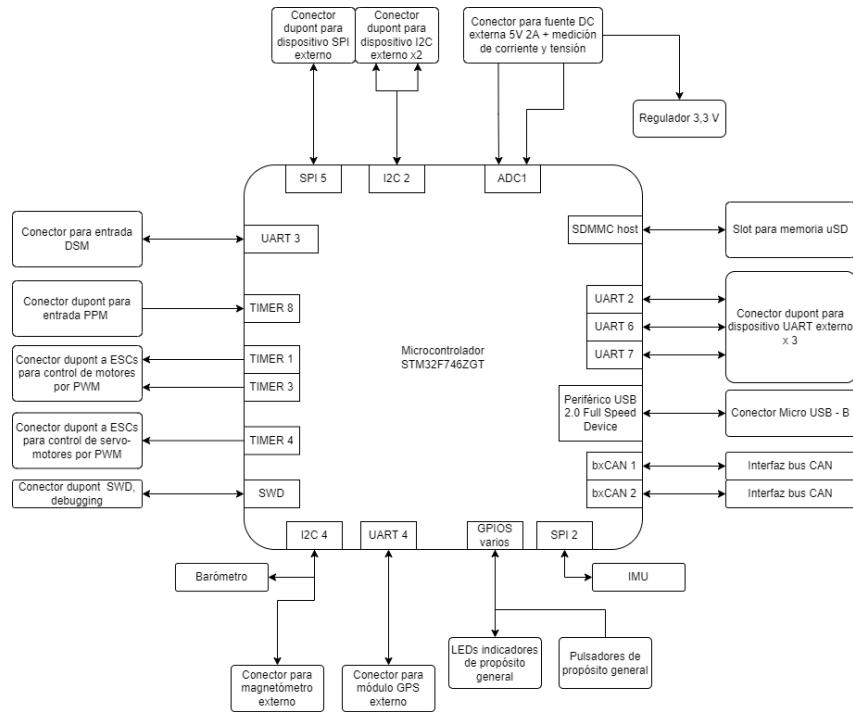


Figura 47: Diagrama en bloques de la computadora de vuelo.

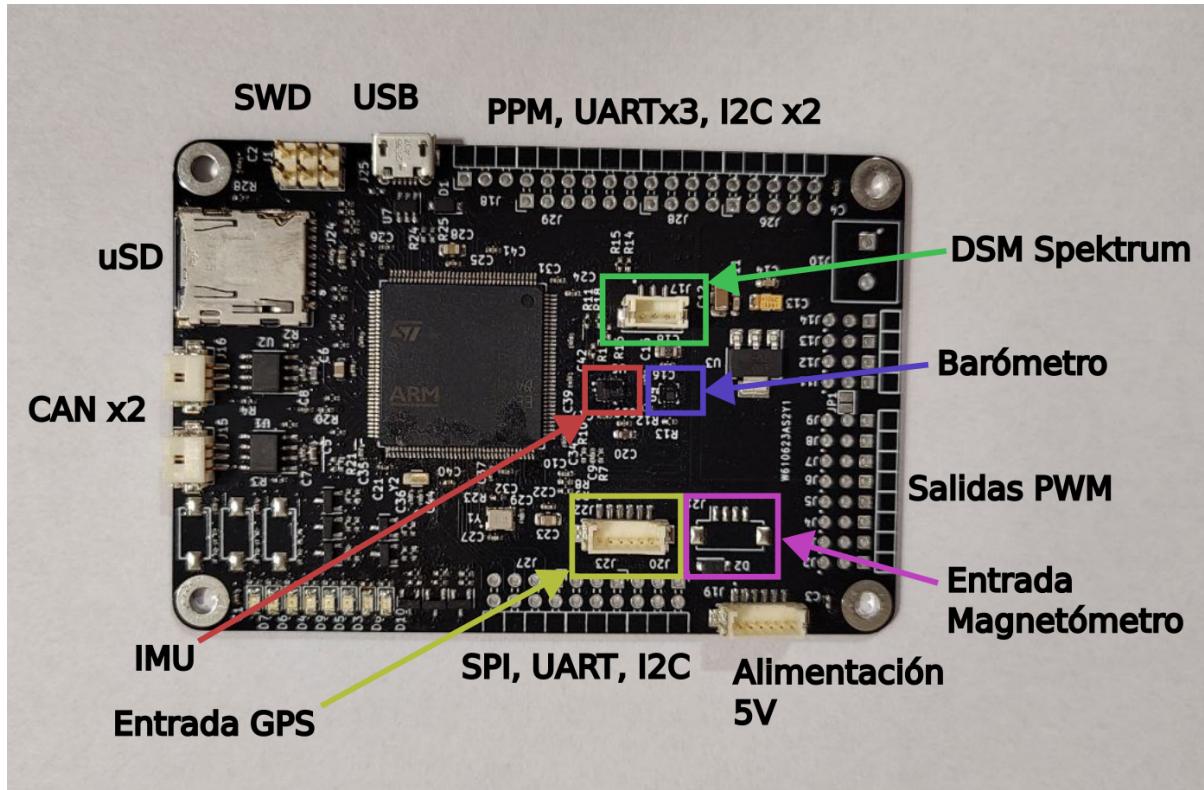


Figura 48: Se muestra el detalle del PCB de la computadora de vuelo.

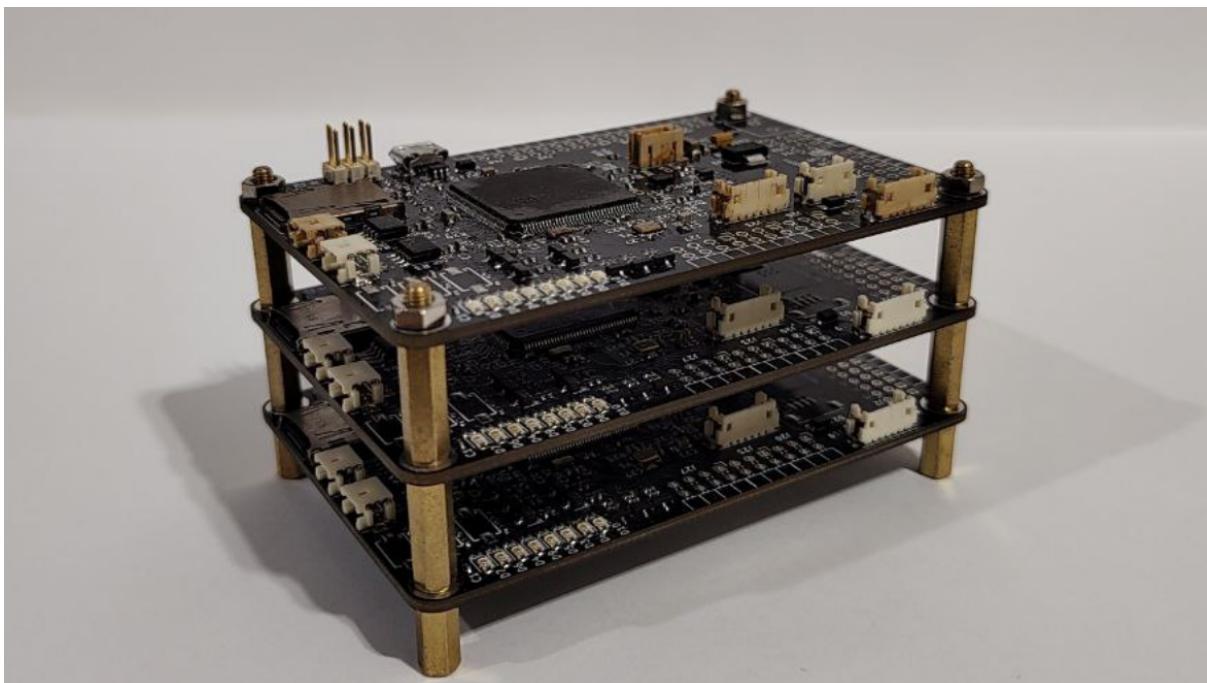


Figura 49: Se muestran las 3 placas enviadas a fabricar para este trabajo.

6. Implementación del Sistema Tolerante a Fallas

En esta sección se presenta la arquitectura de sistema propuesta para la tarea de tolerancia a fallas. Esta consiste en un sistema distribuido, conformado por las tres computadoras de vuelo construidas para este trabajo. Se describen las características del firmware desarrollado para implementar el sistema propuesto. Para demostrar las capacidades de tolerancia a fallas, se hicieron una serie de pruebas simulando fallas en un sensor. Finalmente, se muestran los resultados obtenidos sobre las pruebas realizadas.

6.1. Descripción de la Arquitectura Propuesta

Como fue explicado en la sección 5, la computadora de vuelo se encarga de ejecutar el sistema de navegación para guiar el vehículo en su trayectoria. Este sistema cumple con las características de ser de tiempo real, ya que tanto los valores de los resultados de cómputo, como el instante de tiempo en el que se obtienen, son de vital importancia para la correcta ejecución de las distintas tareas de control del vehículo. Por otro lado, en la sección 4 se hizo un análisis de las características que deben tener este tipo de sistemas para poder implementar un mecanismo de tolerancia a fallas utilizando redundancias. A partir de lo presentado hasta aquí, las características elementales de un sistema de tiempo real con tolerancia a fallas se pueden resumir en los siguientes items:

1. Se requiere determinismo temporal en la ejecución de las tareas.
2. La tolerancia a fallas se implementa a través de la comparación de resultados de las distintas réplicas.
3. Para que el mecanismo de tolerancia a fallas sea efectivo, es necesario comparar resultados que se correspondan temporalmente. Esto implica que cada réplica debe ejecutar las mismas tareas en paralelo y de manera sincronizada.
4. Es necesario utilizar un bus para el intercambio de resultados entre réplicas. A su vez, se requiere un acceso al medio por turnos, respetado por todas las réplicas.

Una arquitectura que se ajusta a estas características corresponde a sistemas que ejecutan sus tareas en instantes de tiempo predefinidos, típicamente denominados *time-triggered systems* o *time-triggered architecture*. La característica principal es que presentan un fuerte determinismo temporal, ya que el instante de tiempo en el que se ejecuta cada tarea se vuelve parte del diseño del sistema. Esta característica facilita su uso en sistemas críticos de tiempo real, debido a que su comportamiento es predecible [67, p. 12]. Pueden encontrarse trabajos [68] [69] y libros [24] [67] que explican formalmente esta arquitectura y sus distintos componentes con más detalle. En esta sección se pretende describir brevemente sus características más relevantes.

En la figura 50 se muestra un esquema que se corresponde con del funcionamiento de un sistema *time-triggered*, donde se ilustra una simplificación del funcionamiento de la computadora de vuelo. En el instante de tiempo t_1 se obtienen mediciones de acelerómetros y giróscopos, en el instante t_2 se ejecuta el algoritmo de navegación y en t_3 se aplica un nuevo comando sobre los actuadores del vehículo.

La gran mayoría de sistemas embebidos emplean mecanismos que trabajan a partir de ejecutar una respuesta frente a eventos, como por ejemplo a través del uso de interrupciones. Los periféricos de un microcontrolador cuentan con mecanismos para informar al procesador de la ocurrencia de determinado evento, como por ejemplo la recepción de un nuevo byte en una interfaz UART, o el cambio de nivel en una entrada de propósito general GPIO. El hecho de que estos eventos puedan ocurrir en cualquier momento y en cualquier orden, puede comprometer el determinismo temporal.

Un caso común es el de los sensores MEMS, los cuales suelen integrar un mecanismo para avisar al microcontrolador que hay nuevos datos de acelerómetros y giróscopos disponibles, a través de uno de sus terminales. Este se puede conectar a un GPIO del microcontrolador y configurar una interrupción por flanco ascendente. El set de tareas de la figura 50 puede estructurarse para incluir esta interrupción, como se muestra en la figura 51. En este ejemplo puede verse que la tarea de control de motores se

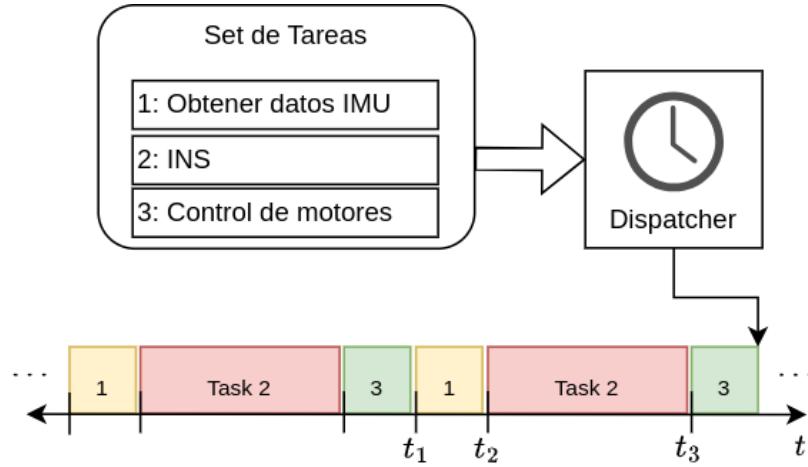


Figura 50: Esquema del sistema time-triggered. Dentro de las especificaciones de cada tarea se encuentran sus características temporales. Estas son utilizadas por un dispatcher, para saber en qué momento deben ser ejecutadas. Para el ejemplo de esta imagen, la secuencia de ejecución es periódica. Primero se obtienen datos del sensor IMU. Estos datos se utilizan en la tarea 2 para ejecutar algoritmos de estimación y control del vehículo. Finalmente, la nueva señal de control calculada en la tarea 2, se aplica a los motores en la tarea 3. El ciclo se repite periódicamente.

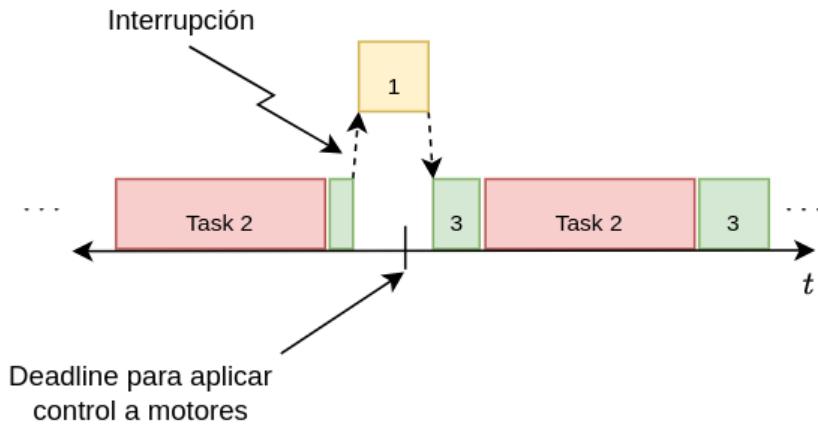


Figura 51: Mismo set de tareas que en la figura 50, pero con una arquitectura event-triggered. La interrupción genera que se ejecute la tarea 1. Debido a que las interrupciones pueden ocurrir en cualquier momento, se puede ver afectado el timing del sistema. Teniendo en cuenta que se trata de un sistema de tiempo real, esto no es aceptable y debe tratarse de una forma controlada, por ejemplo a través de una arquitectura time-triggered.

retraso debido a esta interrupción. En el caso time-triggered, el orden e instantes de tiempo de ejecución se vuelven parte del diseño del sistema, evitando que las tareas se retrasen y puedan cumplir con su timing.

Muchos sistemas controlados por eventos funcionan con sistemas operativos de tiempo real, los cuales disponen de un scheduler que elige cuál es la tarea que corresponde ejecutar. Este aspecto también es una característica de los sistemas *time-triggered*, aunque la diferencia se encuentra en la estrategia utilizada. En el caso de un RTOS es común el uso de schedulers expropiativos con un sistema de prioridades. En un sistema *time-triggered*, el scheduler utiliza un reloj, típicamente implementado con un periférico timer,

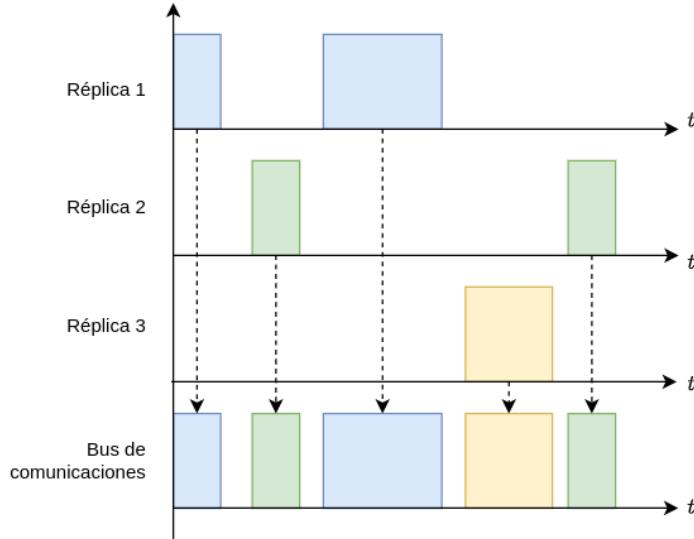


Figura 52: El ejemplo muestra como las 3 réplicas pueden compartir el bus de comunicaciones. Cada una de ellas sabe en qué instante de tiempo enviar un mensaje y en qué instantes de tiempo recibirán un mensaje. Para que esto funcione adecuadamente, las réplicas deben estar sincronizados.

el cual determina cuál es la tarea a ejecutar. Además, a diferencia de algunos RTOS, no se utiliza el cambio de contexto, sino que cada tarea que se ejecuta, retorna y devuelve el control al scheduler para ejecutar la siguiente tarea. Estos aspectos refuerzan el determinismo del sistema, lo que se traduce en un comportamiento predecible y por ende seguro [67, p. 247].

En cuanto a la comparación de resultados entre distintas réplicas, estas realizarán la comparación de resultados a través de un bus de comunicaciones. De manera de minimizar las colisiones y favorecer el cumplimiento en el timing del sistema de tiempo real, el envío y recepción de los mensajes se implementa por turnos. La arquitectura que se utiliza facilita la implementación de este mecanismo, por ejemplo a partir del uso de tareas que estén dedicadas a recibir o enviar un mensaje a través del bus. En la figura 52 se muestra un caso para 3 réplicas. Este gráfico tiene una similitud con el gráfico de la figura 50. Mientras la réplica 1 ejecuta su tarea para enviar un mensaje, las réplicas 2 y 3 ejecutan una tarea para recibir ese mensaje.

El hecho de que el comportamiento del sistema sea predecible facilita la tarea de detección del fracaso del cumplimiento del scheduling de las tareas. Esto puede hacerse en tiempo de ejecución. En la figura 53 se muestra un ejemplo donde una tarea excede su tiempo de ejecución normal. Si esto no es monitoreado adecuadamente, podría bloquearse la ejecución de la siguiente tarea. Debido a que se conoce qué tarea se está ejecutando y cuál debería ejecutarse, fácilmente puede detectarse el fracaso en la ejecución y tomar una acción en consecuencia.

Para que no haya colisiones en el bus de comunicaciones, todas las réplicas deben respetar el timing, el cual se encuentra predefinido gracias al scheduler. Sumado a esto, para que las comparaciones de resultados permitan la detección de fallas, los valores a comparar deben corresponderse temporalmente. Ambas cuestiones se resuelven a partir de la sincronización de los schedulers de cada una de las réplicas, la cual debe ejecutarse de forma periódica.

El comportamiento de cada una de las réplicas está controlado en última instancia por el timer del scheduler. Por más que todas las réplicas presenten circuitos osciladores exactamente iguales y de la misma frecuencia, inevitablemente existirá un efecto de drift, ya sea por cuestiones mismas de fabricación o por efecto de la temperatura. Esto traerá como consecuencia que los timers y por ende los schedulers se desfasen a medida que pasa el tiempo.

Para solucionar este problema, se requiere la ejecución de una resincronización periódica. El desfasaje

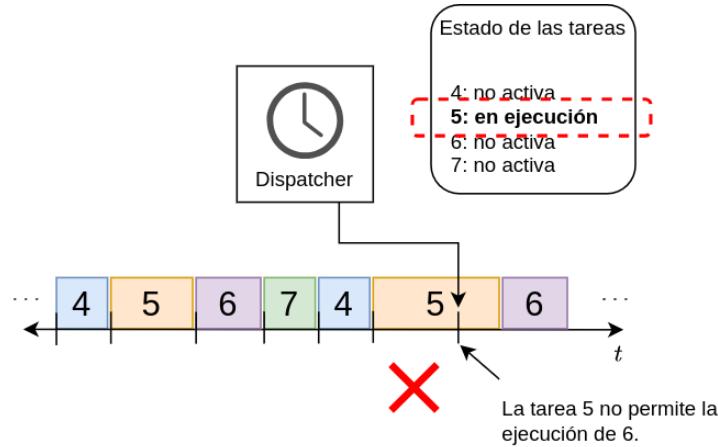


Figura 53: La tarea 5 bloquea la ejecución de la 6, evitando que se cumpla el scheduling. Mientras se ejecuta la tarea 5, se llama al dispatcher para ejecutar la siguiente, tarea 6. Gracias a que el dispatcher conoce el estado de las tareas, este detecta que la tarea 5 no ha finalizado su ejecución y por ende que no se ha respetado el scheduling.

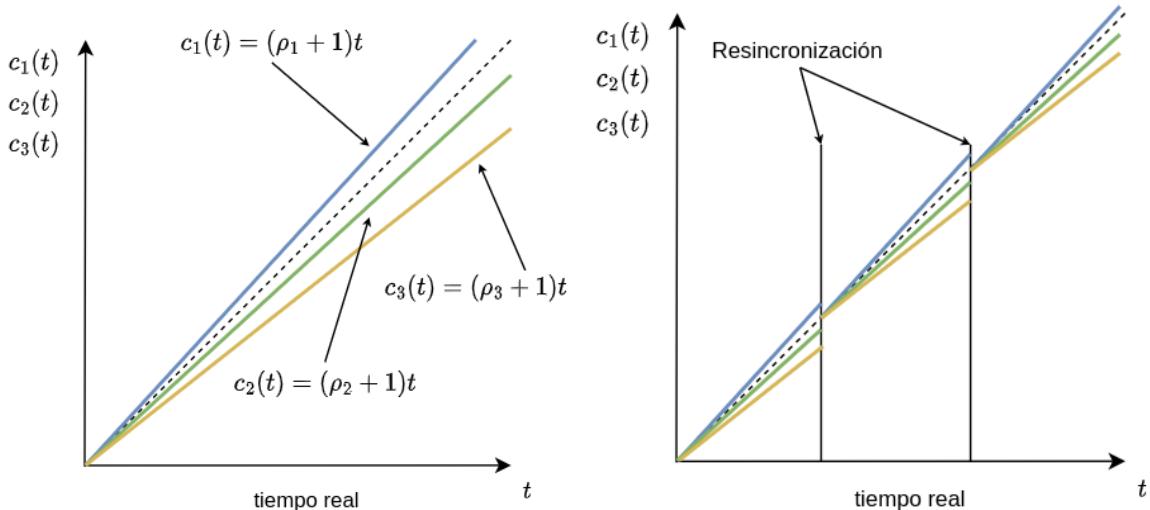


Figura 54: Se muestra como el efecto de la resincronización periódica evita el desfasaje entre réplicas. En el eje horizontal se ubica el paso del tiempo real, mientras que el eje vertical corresponde a los clocks de las 3 réplicas, $c_1(t)$, $c_2(t)$ y $c_3(t)$. En línea punteada se muestra el caso de un clock perfecto sin drift.

entre los clocks de cada réplica irá creciendo conforme pase el tiempo. En la figura 54a se muestra un ejemplo donde cada réplica tiene un drift ρ distinto. Una forma de corrección puede ser como la que se muestra en la figura 54b. Al corregir el offset entre clocks periódicamente puede controlarse el desfasaje, manteniéndolo en niveles aceptables. Las réplicas quedarán sincronizados con cierta precisión Π . Existen muchísimos algoritmos de resincronización, en [70] se puede encontrar un estudio que compara distintos tipos de algoritmos. En [71] puede encontrarse un trabajo donde se implementa una sincronización entre distintos miembros de un bus CAN, donde no solo se hace una corrección del desfasaje, sino que además se corrige la velocidad de cada clock, obteniendo una precisión inferior a $1 \mu\text{s}$.

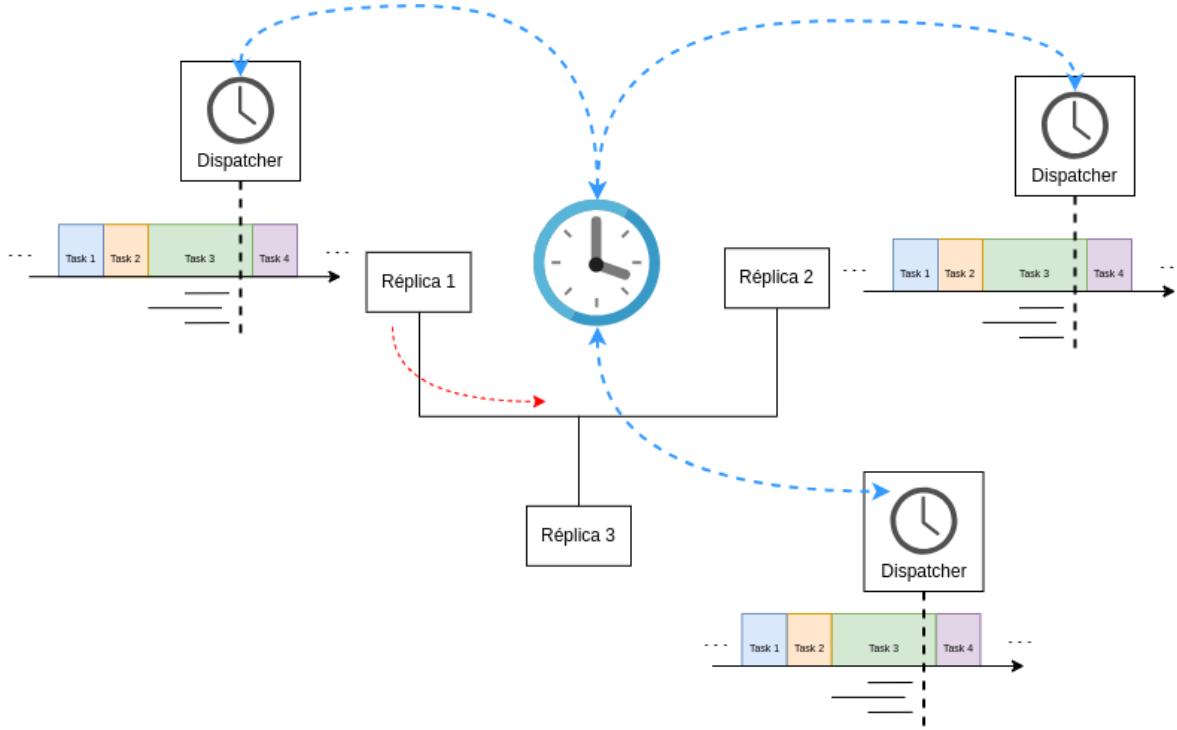


Figura 55: Se muestra un esquema que representa la arquitectura. Cada réplica tiene un clock local, funcionando a partir de su propio cristal. Todos estos a su vez se sincronizan periódicamente, representado por el reloj azul en el centro. En la imagen, la réplica 1 se encuentra enviando un mensaje por el bus. Al mismo tiempo, las réplicas 2 y 3 ejecutan una tarea que corresponde a recibir un mensaje y almacenarlo en memoria.

Algunos sistemas distribuidos de tiempo real utilizan un clock maestro, implementado como un miembro del sistema, al que todas las demás réplicas utilizan como referencia. Por ejemplo, la extensión del protocolo automotivo CAN, denominada Time-Triggered CAN (TTCAN) [72] utiliza esta estrategia. La desventaja de este método es que dicho clock maestro se convierte en un punto singular de falla: si este presenta una falla, habrá un error en la sincronización, lo que decantará en el fracaso de todo el sistema.

Otra forma es utilizar una base de tiempos global [24, p. 51]. Esta se define como un acuerdo entre las réplicas respecto a una base de tiempo común que será utilizada como referencia. Por ejemplo, las 3 réplicas pueden intercambiar valores de sus clocks, obtener un promedio y corregir sus desfases contra ese valor, evitando el uso de un clock maestro.

Tomando todas los aspectos mencionados hasta aquí, el funcionamiento del sistema distribuido puede ilustrarse como en la figura 55. Cada una de las réplicas ejecuta una serie de tareas de forma periódica con cierto timing definido. Además, existe una base de tiempos común a todas las réplicas, permitiendo la ejecución coordinada y sincronizada. Debido a que la sincronización debe ejecutarse de forma periódica y aprovechando las características del scheduler, la implementación de la tarea que corrija el desfasaje de cada clock puede incluirse como una tarea dentro del scheduling.

6.2. Implementación en Firmware

Para realizar pruebas con las computadoras de vuelo, se hizo una implementación en firmware de la arquitectura con las características mencionadas. Se utilizó el lenguaje de programación *C*, junto con algunas bibliotecas de terceros desarrolladas en *C++*, por ejemplo para uso del sensor IMU.

Se comienza con una inicialización de los periféricos y sensores conectados, para luego pasar a un

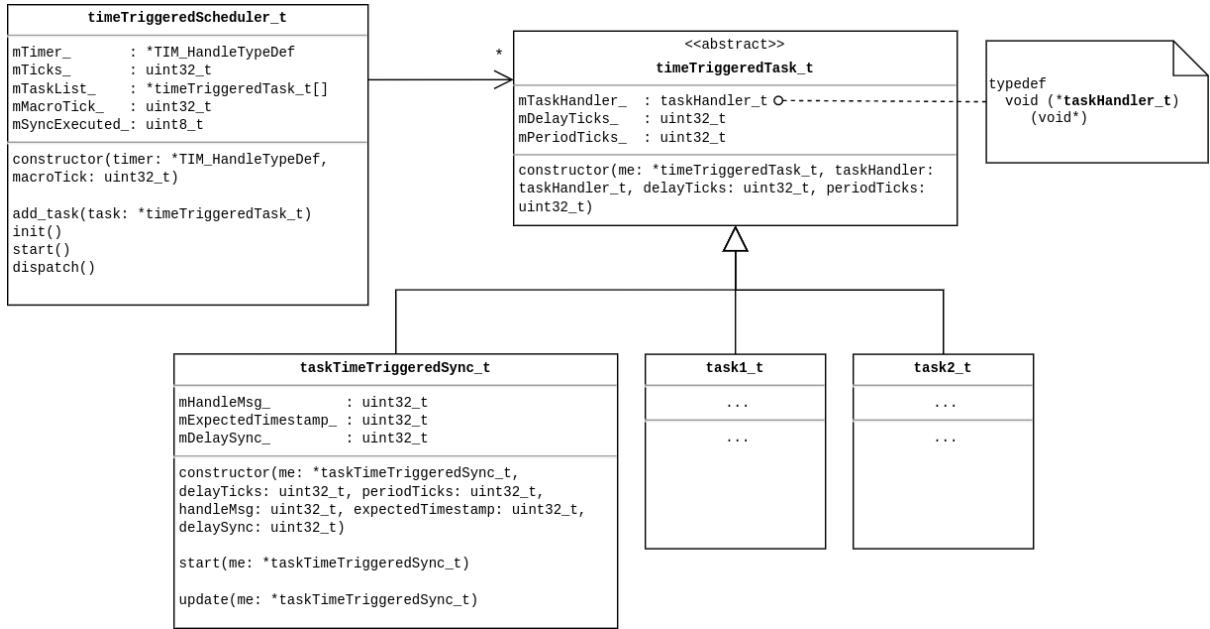


Figura 56: Diagrama de clases. La lista de tareas del scheduler se implementa como un arreglo de punteros. Cada una de las tareas del scheduler se crea a partir de una tarea base, *timeTriggeredTask_t*. Se muestra a modo de ejemplo la tarea encargada de ejecutar la resincronización.

estado en el que se espera una orden para comenzar la ejecución del scheduler. Esto puede ser a través de un comando externo enviado por el piloto remoto, algún mensaje por el bus CAN, o cualquier otro mecanismo. Es importante destacar que esto ocurre previo a la ejecución del scheduler, por lo que el sistema no tiene un comportamiento controlado por el tiempo. Previo a su ejecución, este se comporta como un sistema del tipo *event-triggered*. Si bien se mencionó que esto tiene algunas características que perjudican la seguridad, el estado previo a la ejecución del scheduler corresponde a una inicialización, por lo que no se compromete la seguridad del vehículo. En este estado, el UAV todavía se encuentra en tierra con sus motores apagados esperando una orden para comenzar su misión.

6.2.1. Scheduler

Para la implementación del scheduler se tomó como referencia lo que se propone en [67]. El autor utiliza una lista de tareas, un timer y una dispatcher que determina cuál es la siguiente tarea a ejecutar. Inicialmente la lista se encuentra vacía y deben agregarse las tareas pertinentes a la aplicación a ser desarrollada. El scheduler requiere que se reserve un periférico timer configurado para generar una interrupción por overflow. Cada vez que esto ocurre, se llama al dispatcher, el cual selecciona y ejecuta la próxima tarea.

Con el objetivo de darle mayor visibilidad al código, es decir que pueda entenderse el flujo de ejecución fácilmente, tanto el scheduler como las tareas se implementaron a partir de estructuras que emulan el comportamiento de una clase del lenguaje de programación *C++*. Además, esto permite la reutilización de código, lo cual se aprovecha sobre todo para la creación de cada una de las tareas. En la figura 56 se muestra un diagrama de clases que relaciona al scheduler con las tareas a ejecutar.

Todas las tareas del sistema comparten una serie de atributos básicos que son aprovechados por el scheduler para determinar sus características temporales, en particular los atributos *delay* (*mDelayTicks_*) y período (*mPeriodTicks_*). A su vez, cada tarea tiene otras características que la diferencian de las demás. Esto se resuelve a partir de la definición de la clase *timeTriggeredTask_t*. A partir del uso de herencia, se definen todas las demás tareas. Si bien este aspecto se asocia más con el lenguaje *C++*, es posible emularlo en el lenguaje *C* [73, p. 32].

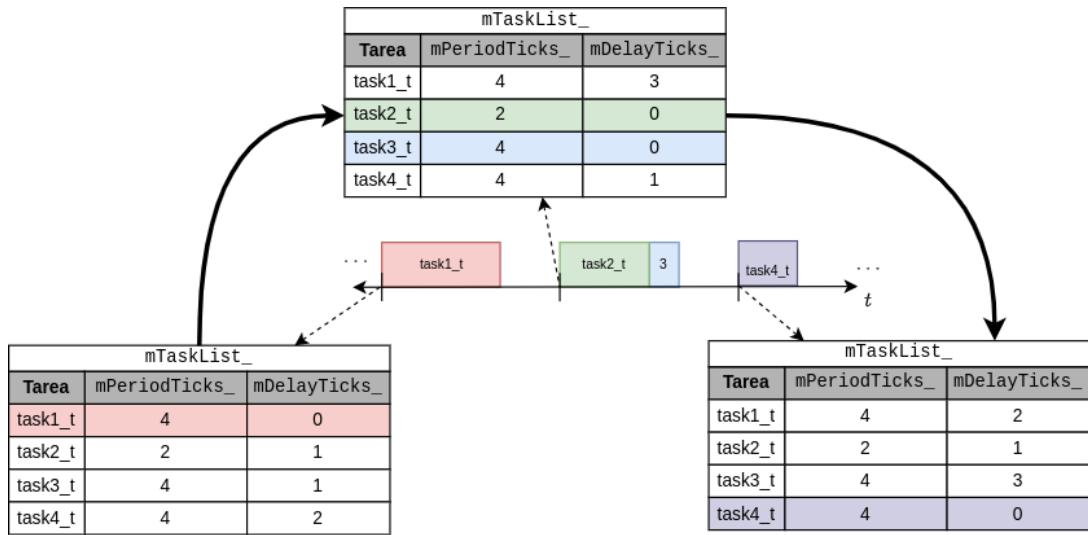


Figura 57: En cada tick se llama al dispatcher el cual selecciona la tarea a ejecutar. Todas las tareas se almacenan en la lista del atributo `mTaskList_` del scheduler. En la imagen se muestra la evolución de la lista a medida que ocurren los ticks. En cada tick, el atributo `mDelayTicks_` de todas las tareas se decremente en 1. En caso de que se detecte alguna tarea que alcanza un `mDelayTicks_ = 0`, esta es ejecutada. Para finalizar, se vuelve a setear `mDelayTicks_ = mPeriodTicks_`, permitiendo que las tareas puedan volver a ser ejecutadas.

El tiempo de ejecución se divide en intervalos discretos de duración fija. El comienzo de cada intervalo se denomina tick y es allí donde se llama al dispatcher. En la figura 57 se muestra un ejemplo de cómo el scheduler realiza la selección de la tarea a ejecutar. Como se mostró anteriormente, cada tarea cuenta con un atributo que indica su delay y su período. Estos atributos se miden en cantidad de ticks y son observados por el scheduler al momento de seleccionar la siguiente tarea a ejecutar.

En el ejemplo de la figura 57, en el primer tick se ejecuta la tarea `task1_t`, lo cual corresponde con el llamado a su función `update()`. Luego en el siguiente tick se ejecutan 2 tareas, `task2_t` y `task3_t`. En dicho caso, las tareas se ejecutarán una a continuación de la otra. Finalmente en el tercer tick, se ejecuta la función `update()` de `task4_t`.

El tick generado por el scheduler es la única interrupción que se permite en todo el programa. Ninguna de las tareas puede hacer uso de las interrupciones, ya que como fue mencionado anteriormente, todas las acciones deben tener un instante de ejecución predefinido con motivo de preservar el determinismo del sistema.

6.2.2. Comunicación a Través del Bus

Dado que el comportamiento del sistema se encuentra predefinido, luego los mensajes, su información y sus correspondientes instantes de tiempo en los que se recibirán y en los que se enviarán, también lo están. Para la implementación de la comunicación a través del bus CAN, se utiliza una lista estática de mensajes definida en tiempo de compilación. Cada entrada de la lista contiene información asociada a un mensaje distinto. Para esto se creó un tipo de dato `CANmsg_t` con los atributos que se muestran en la figura 58. El primer elemento de cada entrada de la lista, `mServiceID_`, es un indicador del contenido del mensaje, mientras que `mNodeID_` indica quién es el responsable de enviar ese mensaje.

En la lista no se almacena ningún aspecto relacionado a la temporalidad de los mensajes. Cada tarea debe acceder a la lista para obtener el mensaje y enviarlo cuando sea necesario, o bien recibir un mensaje proveniente de otra réplica y almacenarlo en su lista. Cabe aclarar que todas las réplicas deben tener definido en firmware una copia exacta de la misma tabla para que el sistema funcione adecuadamente.

En cuanto al uso del periférico CAN, este se configuró para trabajar en su velocidad más alta, 1

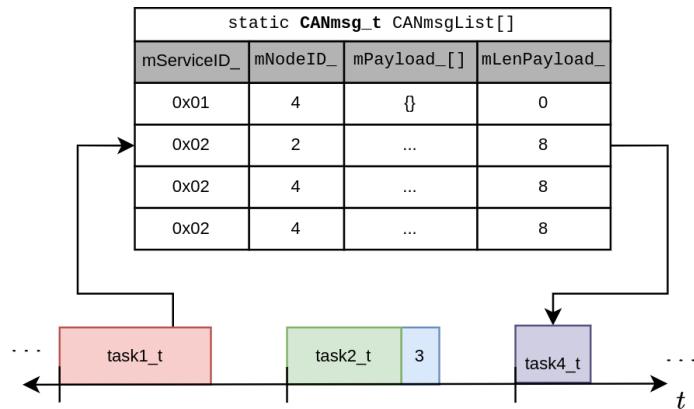


Figura 58: La tarea `task1_t` almacena información relevante en formato de mensaje, en la lista `CANmsgList[]`, en una posición conocida por la misma. Luego, la tarea `task4_t` lee dicha información y envía el mensaje a través del bus CAN.

MBit/s. En su configuración por defecto, en caso de no poder injectar un mensaje en el bus de comunicaciones, el periférico no descarta el mensaje, sino que lo retiene hasta que pueda ser enviado. Este comportamiento no es aceptable, ya que perjudica gravemente el determinismo de las comunicaciones y no puede tolerarse. Afortunadamente, dentro de las tantas configuraciones, pueden deshabilitarse las retransmisiones automáticas. De esta forma, en caso de que la transmisión falle, el mensaje será descartado y se dará aviso al programa principal.

En cuanto a la recepción de mensajes, el funcionamiento es similar. En este caso además existe un mecanismo de filtrado de mensajes indeseados. Como fue mencionado en la sección 5.3.5, el campo identifier indica el contenido del mensaje CAN. La configuración de filtros permite que solamente se acepten mensajes con determinado valor en su campo identifier. Cada vez que se recibe un mensaje, este queda almacenado en otras mailboxes, las cuales también se configuran para trabajar como FIFO.

Una aclaración importante es que en la hoja de datos del microcontrolador utilizado, se menciona que este contiene el hardware necesario para utilizar el bus CAN con un funcionamiento *time-triggered* [74, p. 1295]. Sin embargo, el fabricante ST ofrece una errata [75] donde se aclara que esto no es así. Es por esto que tuvo que utilizarse el timer del scheduler para darle determinismo a la transmisión y recepción de mensajes.

6.2.3. Sincronización

Como fue mencionado anteriormente, algunos sistemas time-triggered utilizan un clock maestro. Por ejemplo, el protocolo TTCAN mencionado en la sección 5.3.5 utiliza este mecanismo para sincronizar a todos los miembros del bus. Si bien esto tiene como desventaja el hecho de que el clock maestro se convierte en un punto singular de fallas de todo el sistema, con el motivo de simplificar las pruebas realizadas, se adopta una sincronización con estas características. Dentro del trabajo futuro a realizar debe implementarse un algoritmo distribuido, que sea más seguro y confiable para el sistema. En este trabajo, el uso de un clock maestro es suficiente para demostrar el funcionamiento de la arquitectura que se propone.

Al igual que el resto de las funcionalidades, la sincronización se ejecuta como una tarea más del scheduler. Dependiendo de si se trata del maestro o del esclavo, la tarea realiza una acción distinta. En la figura 59 se resume el proceso de sincronización entre las réplicas.

El proceso comienza cuando la réplica 1 ejecuta su tarea de resincronización, en verde en la figura. En esta tarea, primero se deja pasar un breve período de tiempo t_{sync} y luego simplemente se envía un mensaje con un determinado `mServiceID_ = 0x01`. Este período de tiempo es necesario para asegurar que aquellas réplicas que sean más lentas que el maestro, tengan tiempo de entrar en la tarea de

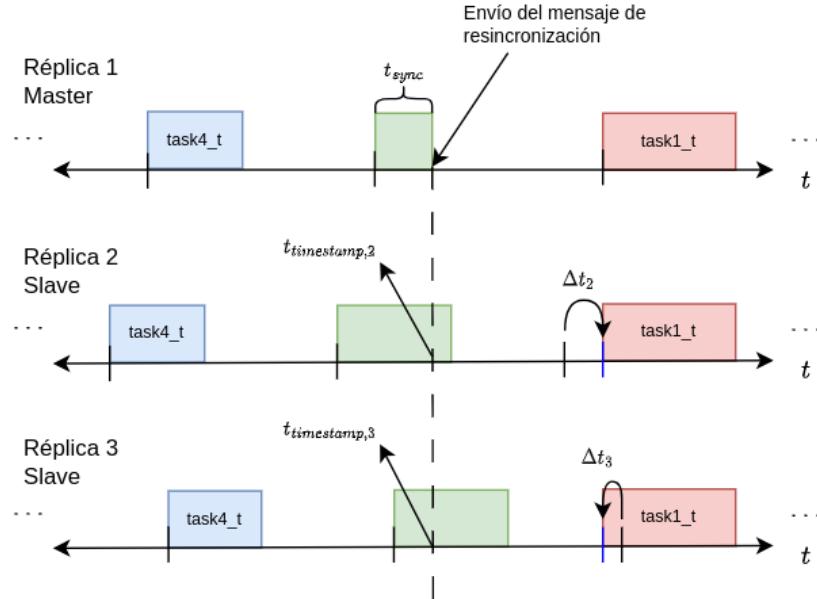


Figura 59: Se muestra el funcionamiento del mecanismo de resincronización periódica, implementado en firmware. La línea punteada indica el instante de tiempo en el que la réplica 1 envía el mensaje de resincronización a las demás réplicas. Estas toman un timestamp cuando reciben el mensaje y calculan qué tan desfasadas se encuentran respecto del master. Finalmente, aplican la corrección a sus timers.

resincronización. Este es el caso de la réplica 3 de la figura.

En cuanto a las demás réplicas, cuando estas ejecuten su tarea de sincronización, estarán esperando a recibir el mensaje proveniente del maestro. En ese momento, consultarán el valor del contador del timer utilizado para el scheduler y obtendrán un valor $t_{timestamp}$. A partir de la comparación de este valor contra el valor esperado t_{sync} , se obtendrá un error de sincronización, el cual deberán utilizar para corregir sus propios schedulers. En este caso, $\Delta t_2 = t_{timestamp,2} - t_{sync}$ y $\Delta t_3 = t_{timestamp,3} - t_{sync}$, donde $\Delta t_2 > 0$ y $\Delta t_3 < 0$.

El paso de corrección se aplica alargando o achicando la duración del tick actual. El periférico del timer utilizado en el microcontrolador de este trabajo permite modificar el valor del registro de overflow, TIMx_ARR, de forma directa. Esto se realiza a partir de setear el bit ARPE = 0 (auto-reload preload bit) en el registro TIMx_CR1 [74, p. 745]. El valor a setear en el registro TIMx_ARR debe ser $t_{tick} + \Delta t_{sync}$, donde t_{tick} es la duración de un tick durante el funcionamiento normal y $\Delta t_{sync} = t_{timestamp} - t_{sync}$.

6.3. Pruebas Realizadas

Para demostrar las capacidades de todo el sistema, se presentan una serie de pruebas realizadas para la detección de fallas en el sensor IMU. Durante la ejecución del scheduler, las réplicas intercambian resultados de estimaciones de los ángulos de pitch y roll, obtenidas a partir de un filtro complementario [30]. Estas comparan sus resultados con los de sus pares y luego aquella que difiera con respecto a las demás se considera en falla. Utilizando este método y a partir de la arquitectura propuesta, es posible detectar la falla simultánea de 1 de las réplicas.

En la tabla 6 se muestran las tareas con sus características temporales y en la figura 60 se muestra un gráfico temporal. A partir de esta secuencia, cada réplica obtiene una nueva estimación de ángulos de pitch y roll cada 10 ms.

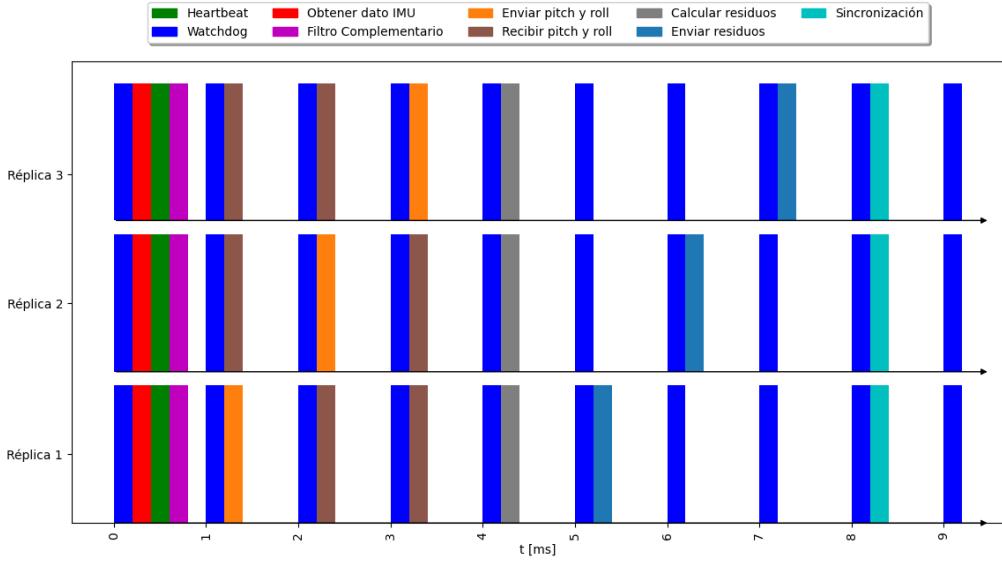


Figura 60: Se muestran los primeros 9 ms de ejecución del scheduler, donde se muestran las tareas de las 3 réplicas.

Duración Tick = 1 ms		
Tarea	Período [ticks]	Delay [ticks]
Heartbeat	1000	0
Watchdog	1	0
Obtener dato IMU	10	0
Filtro Complementario	10	0
Enviar pitch y roll	10	1
Recibir pitch y roll de 2	10	2
Recibir pitch y roll de 3	10	3
Calcular residuos	10	4
Enviar residuos	10	5
Sincronización	1000	8

Tabla 6: Set de tareas correspondiente a la réplica 1, para las pruebas realizadas.

Mientras que la tarea “Obtener dato IMU” se encarga de consultar al sensor y obtener las mediciones de acelerómetros y giróscopos, la tarea “Filtro Complementario” realiza el procesamiento y obtiene una nueva estimación de los ángulos de pitch y roll. Este filtro realiza una estimación combinada, fusionando los datos de los acelerómetros y giróscopos. Se aplica un filtro pasa bajos a la estimación utilizando las mediciones de acelerómetro, debido a que sus mediciones son muy ruidosas. En cuanto a las mediciones de giróscopos, estas poseen un sesgo el cual se agrava por efecto de la integración. Es por esto que se aplica un filtro pasa altos a la estimación por giróscopos. Finalmente, se suman ambos resultados para obtener una mejor estimación, representados por las siguientes ecuaciones, donde $\theta[n]$ es el ángulo de pitch y $\phi[n]$ es el ángulo de roll:

$$\theta[n] = \alpha \operatorname{atan}_2(-a_x[n], a_z[n]) + (1 - \alpha) (\Delta T g_y[n] + \theta[n - 1]) \quad (7a)$$

$$\phi[n] = \alpha \operatorname{atan}_2(a_y[n], a_z[n]) + (1 - \alpha) (\Delta T g_x[n] + \phi[n - 1]) \quad (7b)$$

El valor α es un parámetro de ajuste del filtro, con un valor entre 0 y 1. Para las pruebas realizadas

fue configurado con un valor de 0,025.

Seguido de esto, hay un período de intercambio de resultados de las estimaciones, a través del bus CAN. Esto corresponde a las tareas “Enviar pitch y roll” y “Recibir pitch y roll”, las cuales permiten que todas las réplicas tengan una copia de las estimaciones de sus pares. Estos resultados se comparan en el tick 6, cuando se ejecuta la tarea “Calcular residuos”. Se llama residuo a la diferencia entre cualquier par de resultados obtenido por las réplicas. Así, se obtienen 6 residuos, 3 para el ángulo de pitch y 3 para el ángulo de roll:

$$r_{1,2}^\theta[n] = | \theta_1[n] - \theta_2[n] | \quad (8a)$$

$$r_{1,2}^\phi[n] = | \phi_1[n] - \phi_2[n] | \quad (8b)$$

$$r_{1,3}^\theta[n] = | \theta_1[n] - \theta_3[n] | \quad (8c)$$

$$r_{1,3}^\phi[n] = | \phi_1[n] - \phi_3[n] | \quad (8d)$$

$$r_{2,3}^\theta[n] = | \theta_2[n] - \theta_3[n] | \quad (8e)$$

$$r_{2,3}^\phi[n] = | \phi_2[n] - \phi_3[n] | \quad (8f)$$

En caso de que todas las réplicas obtengan resultados consistentes, los residuos tendrán valores cercanos a 0. Estos nunca alcanzarán un valor exactamente 0, debido a variaciones entre unidades del mismo sensor, propias del proceso de fabricación, además de errores de cuantización. En caso de que ocurra una falla en una de las IMUs, la estimación del pitch y/o roll de esa réplica divergirá con respecto a las demás. Esto generará que los valores de 2 de los residuos se alejen de cero, indicando cuál es el sensor en falla.

Con motivo de observar el valor de los residuos, se agrega una tarea “Enviar residuos” donde cada réplica envía por el bus CAN los residuos que calcularon. Utilizando un analizador lógico, se lograran todos los mensajes intercambiados en el bus CAN.

El set de tareas se ejecuta durante 60 segundos, orientando a las réplicas siguiendo el esquema de la figura 61. Para que la orientación de las réplicas sea la misma en todo momento, estas se apilan con una serie de soportes, como se muestra en la figura 62.

Para verificar que se está cumpliendo con los tiempos durante el intercambio de mensajes en el bus CAN, se tomaron capturas de todos los mensajes. En los resultados que se presentan a continuación, todas las fallas fueron inyectadas de manera artificial, con el objetivo de emular un determinado comportamiento del sensor IMU. La inyección de la falla siempre se aplica dentro de la tarea “Obtener dato IMU”, antes de guardar las mediciones en la tabla de cada réplica.

6.3.1. Funcionamiento Sin Fallas

En este primer caso no se inyectó ninguna falla en las mediciones de la IMU. Aquí se presentan los primeros resultados y se muestra el funcionamiento del sistema conformado por las 3 réplicas.

Se hicieron distintas mediciones sobre el bus CAN para verificar el funcionamiento de las comunicaciones. Utilizando un osciloscopio, se tomaron mediciones sobre las señales presentes en el bus, utilizando 2 canales diferentes para medir ambas líneas, CAN-H y CAN-L.

En la figura 64 se muestra una captura de osciloscopio, donde se puede ver el comportamiento diferencial de las líneas CAN-L en verde y CAN-H en amarillo. Como era de esperarse, en los intervalos de tiempo anterior y posterior al mensaje, las líneas CAN-H y CAN-L se encuentran en el mismo valor, aproximadamente 2,0 V, correspondiente al estado recessive. Durante el envío del mensaje CAN, ambas líneas trabajan de forma diferencial. Para marcar un estado dominant en el bus, CAN-H alcanza un valor aproximado de 2,6 V y CAN-L un valor de 0,6 V, dando una tensión diferencial de 2,0 V.

Un aspecto que puede verse en ambas señales es la presencia de sobrepicos durante las transiciones de nivel. Esto ocurre tanto en CAN-H como en CAN-L y sucede cuando hay un cambio de recessive a dominant y viceversa. El hecho de que este comportamiento afecte a ambas líneas por igual no presenta un problema para las comunicaciones, ya que la información útil se encuentra contenida en la señal

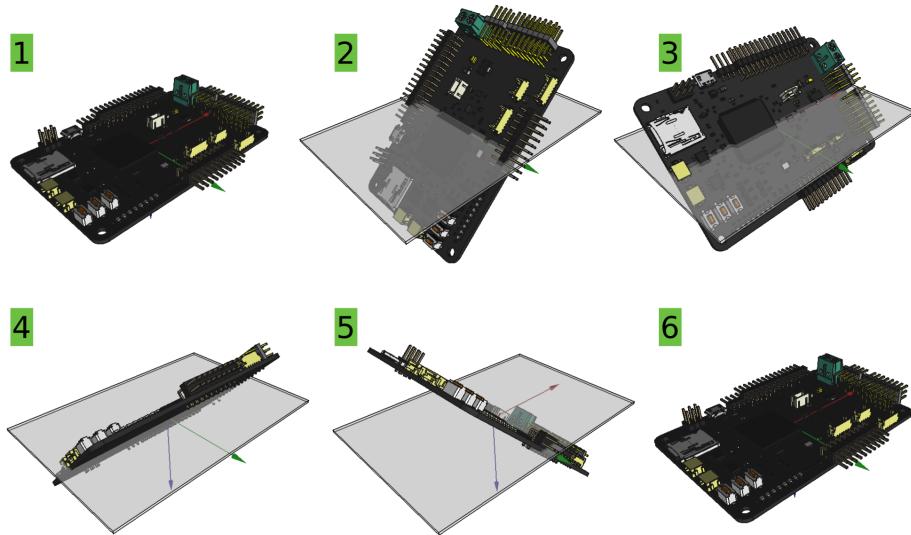


Figura 61: Durante los primeros 10 segundos, las réplicas se orientan como en el caso 1. Luego se continua con el caso 2 durante otros 10 segundos, y así sucesivamente hasta finalizar en el caso 6, donde la placa vuelve a su condición inicial. Cada una de las orientaciones que se muestran corresponden a una rotación de aproximadamente 45° .

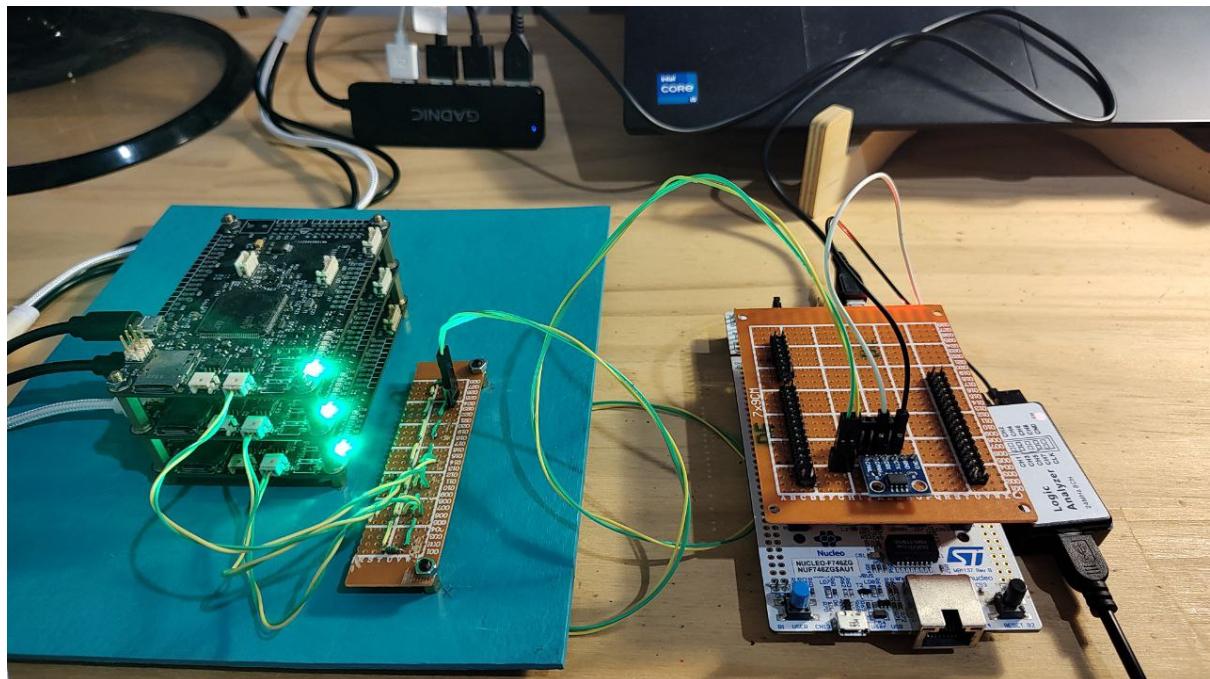


Figura 62: Las 3 placas apiladas se montaron en conjunto sobre una base, para realizar las pruebas de estimación de los ángulos de pitch y roll. Se utilizó una placa externa conectada al mismo bus CAN para enviar comandos a las 3 réplicas, por ejemplo para comenzar la ejecución del sistema sincronizado. Todas las comunicaciones se loggieron a través del uso de un analizador lógico.

diferencial. Para observar esta última, se utilizaron las funcionalidades del osciloscopio y se obtuvo la figura 65. En esta imagen se puede ver que los estados recessive y dominant se encuentran dentro de los

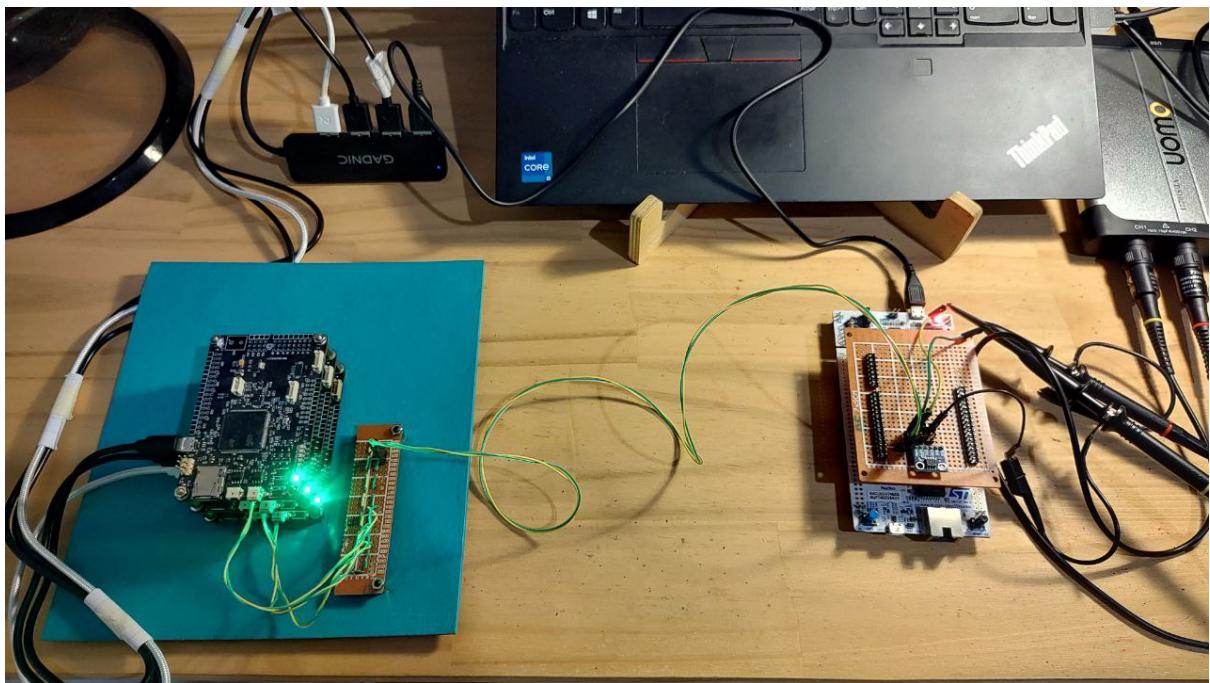


Figura 63: El canal 1 del osciloscopio se utilizó para medir CAN-L y el canal 2 para CAN-H.

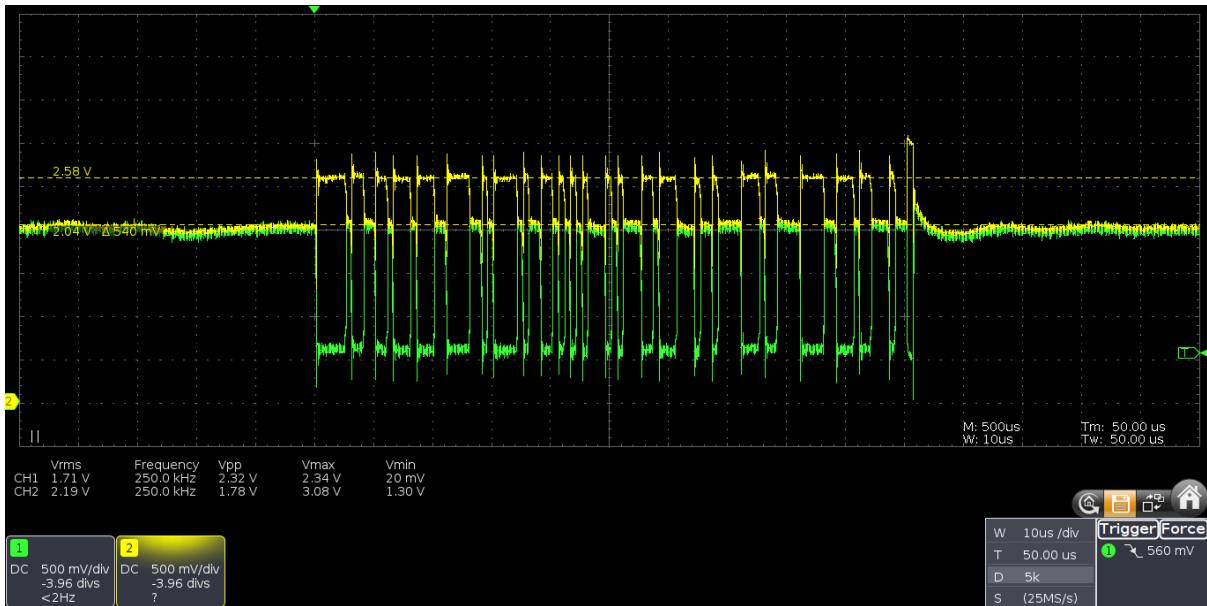


Figura 64: Se muestra una captura de la actividad en el bus CAN. La curva verde corresponde a CAN-L y la amarilla a CAN-H.

rangos definidos por la figura 27.

Otro de los aspectos que puede llamar la atención corresponde al último estado dominante en el mensaje de la figura 64, ya que la línea CAN-H alcanza un nivel de tensión superior, de 3 V. Este fragmento del mensaje corresponde al campo ACK de la figura 28 y no es controlado por el emisor del mensaje, sino que por todos los receptores presentes en el bus. Cada nodo del bus CAN que recibe el

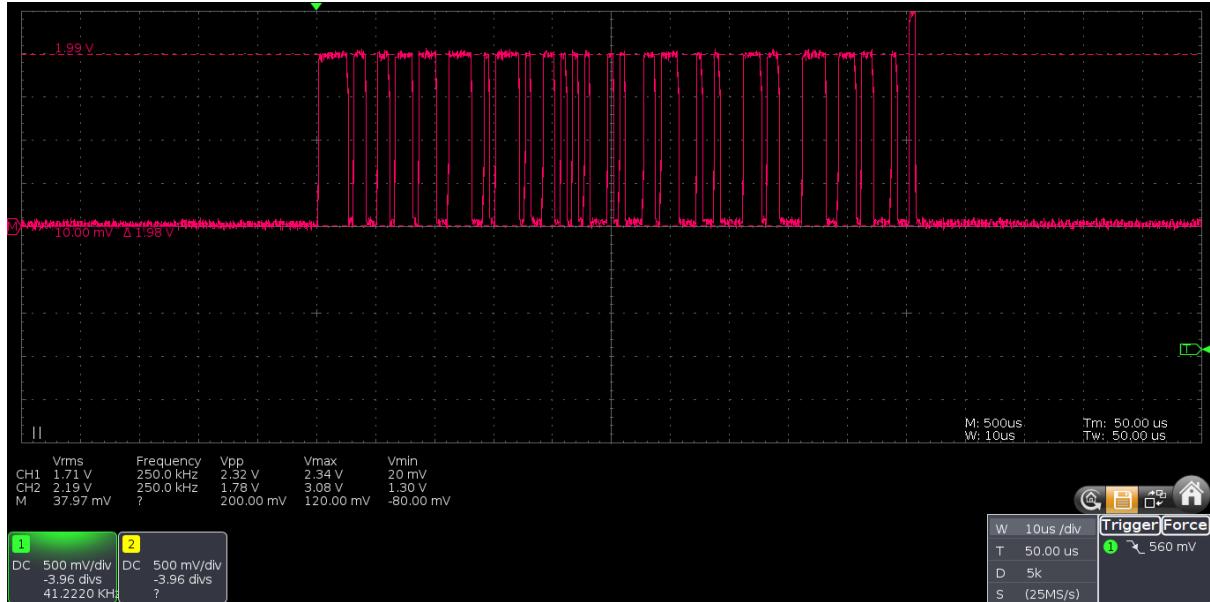


Figura 65: Se muestra la tensión diferencial entre CAN-H y CAN-L, para las señales de la figura 64.

mensaje fija un estado dominante en el bus, por lo que es razonable que si todos los demás nodos fijan un valor dominante al mismo tiempo, las tensiones que se hagan presente durante este fragmento del mensaje sean superiores para CAN-H. Para las mediciones que se tomaron, este comportamiento solo se manifestó en CAN-H, pero podría suceder algo similar para CAN-L, donde este alcance valores de tensión inferiores. Este comportamiento también puede verse manifestado en la captura diferencial de la figura 65. Si bien el valor de tensión es superior, el fragmento ACK de la señal diferencial alcanza un valor de 2,5 V e igualmente se encuentra dentro del rango indicado por la figura 27.

Para verificar que las réplicas se encuentran sincronizadas es necesario observar la actividad del bus durante un mayor período de tiempo. Para esto, se hicieron capturas utilizando el analizador lógico. En la figura 66 se muestra un fragmento de 100 ms, donde se pueden ver una serie de mensajes, los cuales se repiten de forma periódica. Estos corresponden a la secuencia que fue definida en el schedule de la tabla 6.

Utilizando las herramientas que provee el software del analizador lógico, se midieron los intervalos de tiempo entre mensajes. Estos se muestran en la figura 67. Comparando los valores medidos contra los valores de la tabla 6, se verifica que las placas respetan los tiempos de uso del bus.

Para determinar que las 3 réplicas efectivamente se encuentran funcionando de manera sincronizada, se hizo un análisis similar al de la figura 67 para los 60 segundos de ejecución del scheduler. En la secuencia de mensajes, siempre que la réplica 2 envía un mensaje, esta lo hace 1 ms después que la placa 1, tanto para la tarea “Enviar pitch y roll” como “Enviar residuos”. En cuanto a la réplica 3, esta lo hace 2 ms después que la placa 1. A partir de los datos tomados con el analizador lógico se hizo el gráfico de la figura 67, donde se verifica que esto se cumple durante los 60 segundos de ejecución. El salto que se muestra en el instante inicial corresponde a la primera sincronización. La forma característica del gráfico tipo “diente de sierra” muestra el efecto de la sincronización periódica, donde cada salto abrupto indica una nueva resincronización. Esto ocurre cada 1 segundo, de acuerdo al período de tiempo de la tarea “Sincronización”, definida en la tabla 6.

Con motivo de mostrar la necesidad de la sincronización periódica, se repitió la ejecución del scheduler pero removiendo la tarea de sincronización en la réplica 3. Es esperable que en los primeros instantes de ejecución, el sistema funcione normalmente. Sin embargo, debido a que la placa 3 no ajusta su timer, esta se irá desincronizando lentamente. Esto último es lo que se muestra en la figura 69. El hecho de que el gráfico sea una recta es debido al efecto del drift, mencionado previamente en la figura 54.

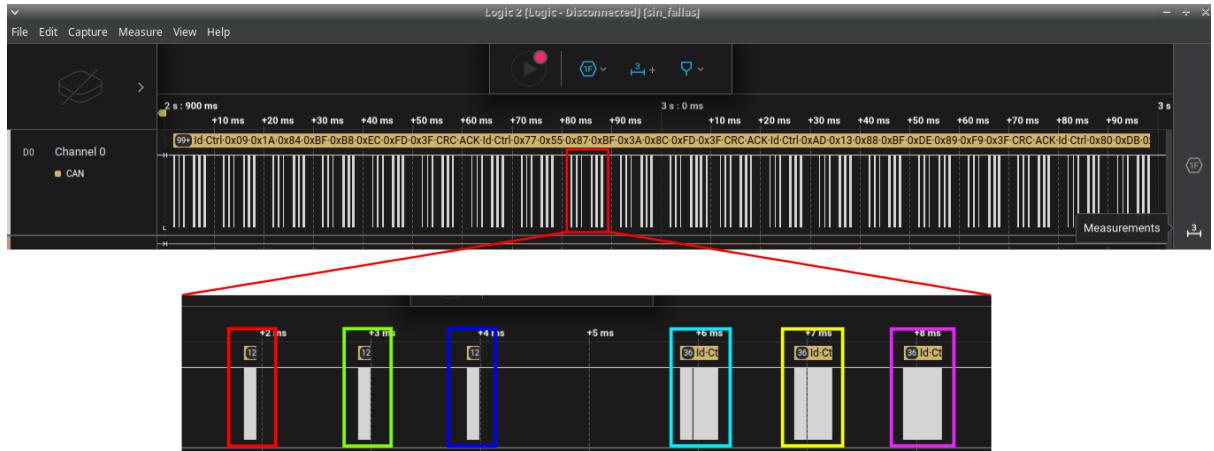


Figura 66: Captura tomada del software del analizador lógico. Se muestra un fragmento de 100 ms de actividad en el bus CAN. Se muestra un acercamiento de uno de los períodos, donde se destacan todos los mensajes involucrados en el schedule. En rojo, verde y azul se muestran los mensajes correspondientes a la tarea “Enviar pitch y roll” de las placas 1, 2 y 3 respectivamente. En celeste, amarillo y rosado, los mensajes correspondientes a la tarea “Enviar residuos” para las placas 1, 2 y 3.

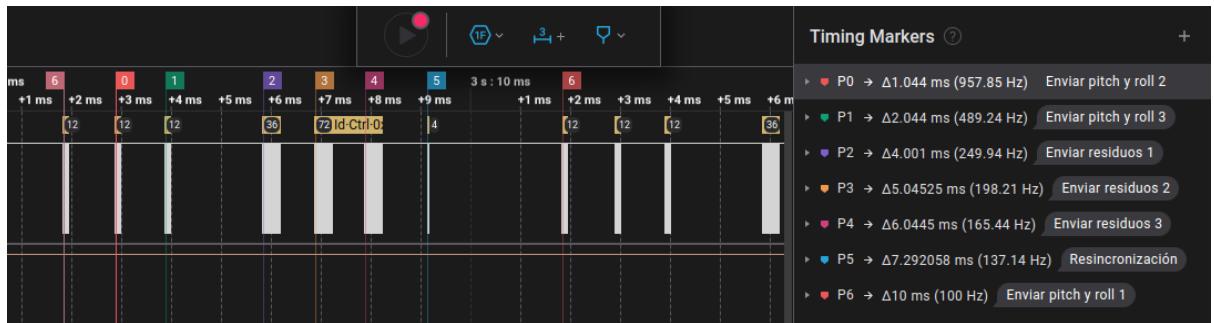


Figura 67: Utilizando la funcionalidad de markers se midieron los intervalos de tiempo entre los mensajes presentes en el bus CAN. La imagen muestra la misma secuencia de mensajes de la figura 66. En el apartado Timing Markers se muestran los valores medidos. Se tomó como referencia el primer mensaje, correspondiente a la tarea “Enviar pitch y roll” de la placa 1. El último valor muestra que la tarea vuelve a repetirse al cabo de 10 ms.

La desincronización también se puede ver a partir de la actividad registrada en el bus CAN. En la figura 70 se muestran 3 fragmentos capturados con el analizador lógico. A medida que pasa el tiempo, los mensajes enviados por la réplica 3 se acercan lentamente a los instantes de tiempo donde se envían los mensajes de la réplica 2. Comparando los valores de los intervalos de tiempo con las etiquetas P1 y P4 de las 3 imágenes, se puede ver que al cabo de 10 s hubo un corrimiento de aproximadamente 150 μ s. Luego, a los 30 s de ejecución el corrimiento alcanza los 470 μ s. En este último caso, el mensaje de la réplica 3 se encuentra próximo a causar una colisión con el de la réplica 2.

Utilizando una serie de scripts desarrollados en el lenguaje de programación Python, se pudo extraer la información de los mensajes capturados con el analizador lógico, correspondientes a las tareas “Enviar pitch y roll” y “Enviar residuos”. En la figura 71 se grafican los valores de pitch y roll de las 3 placas superpuestas. En la figura 72 se muestran los residuos de pitch y en 73 los residuos de roll.

Debido a que no se inyectaron fallas en esta ejecución, las curvas de pitch y roll se encuentran prácticamente superpuestas, indicando que las 3 réplicas obtuvieron resultados consistentes durante la ejecución. Sin embargo en los gráficos de residuos se puede ver que sí existen ciertas diferencias entre las

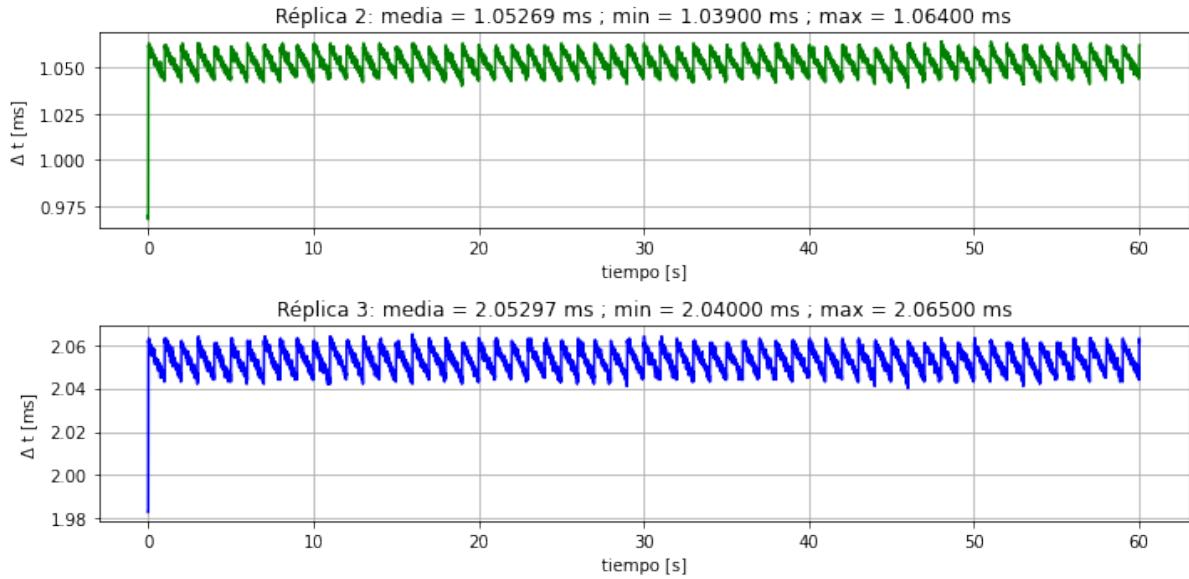


Figura 68: En cada gráfico se muestran los intervalos de tiempo, medidos por el analizador lógico, entre mensajes enviados por las réplicas 2 y 3 con respecto a los mensajes enviados por la réplica 1. Los intervalos de tiempo se miden entre mensajes homónimos.

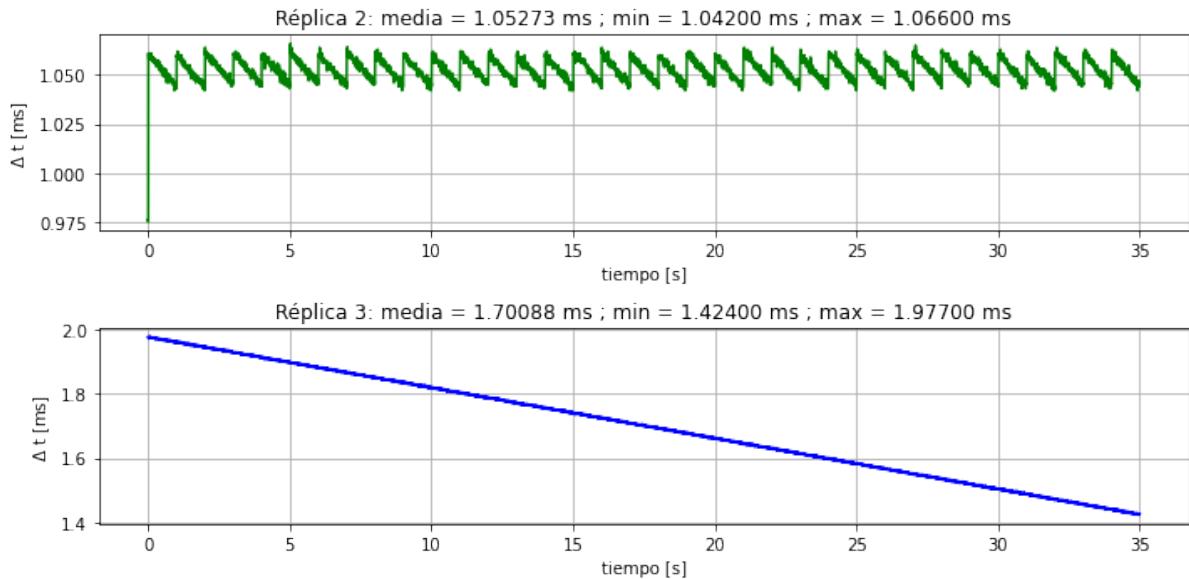


Figura 69: El hecho de que la réplica 3 no ejecute una sincronización periódica genera que esta no respete los tiempos de uso del bus. Al cabo de 35 segundos el desincronismo de la réplica 3 es tal que comienza a perjudicar la comunicación entre las demás réplicas.

3 réplicas, aunque estas se encuentran por debajo de los $0,5^o$.

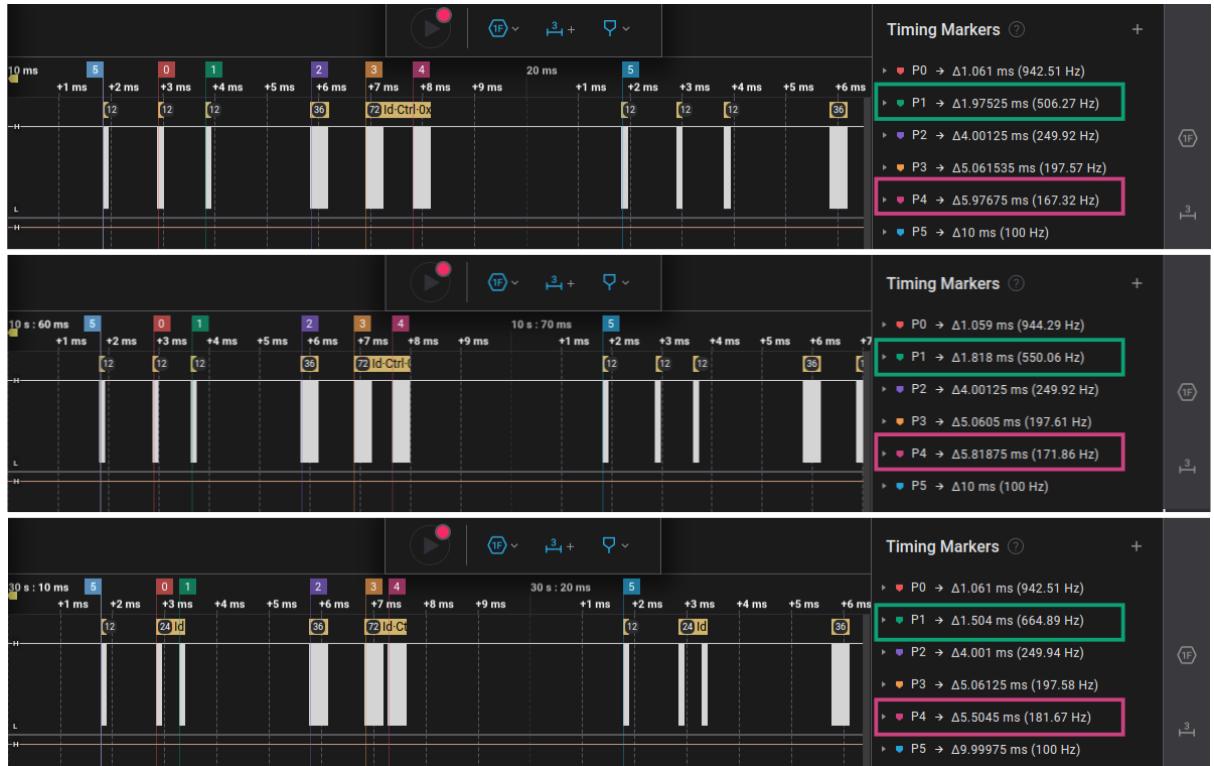


Figura 70: Se muestran 3 fragmentos capturados con el analizador lógico. La primera imagen corresponde a los primeros 10 ms de ejecución, la segunda se tomó luego de 10 s y la tercera a los 30 s. En el apartado Timing Markers se muestran las mismas mediciones de la figura 67.

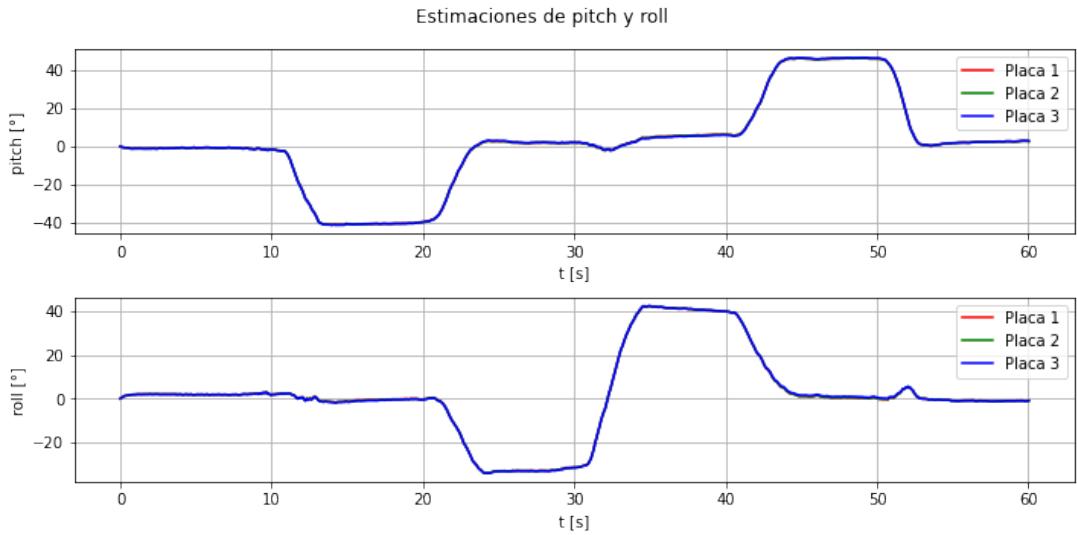


Figura 71: Se muestran los resultados de las estimaciones de pitch y roll para las 3 placas. Los gráficos se encuentran prácticamente superpuestos todo el tiempo, ya que no hubo fallas en la ejecución.

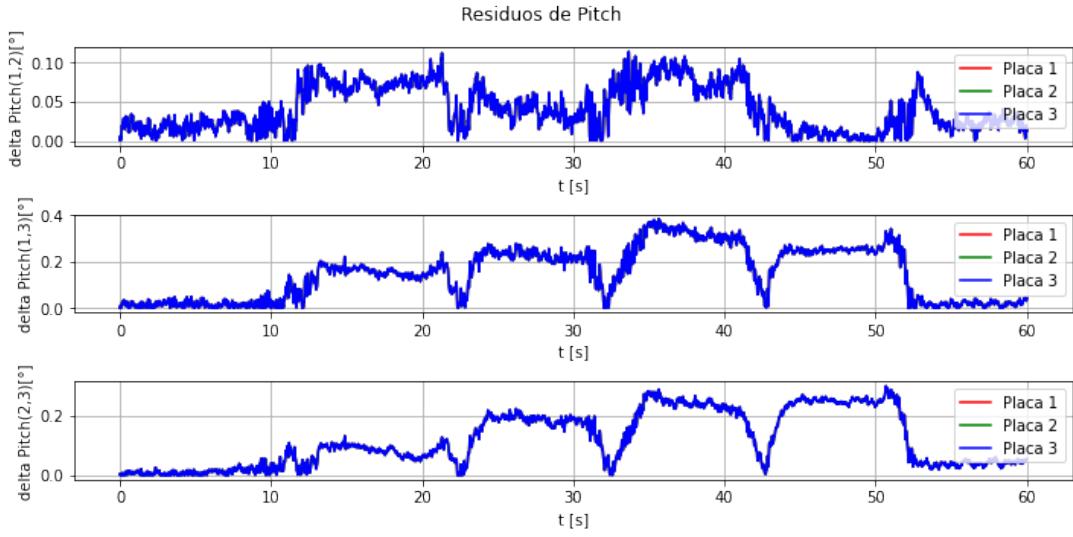


Figura 72: Se muestran los residuos de pitch calculados por cada placa, superpuestos. El primer gráfico corresponde a $r_{1,2}^\theta[n]$, el segundo a $r_{1,3}^\theta[n]$ y el tercero a $r_{2,3}^\theta[n]$.

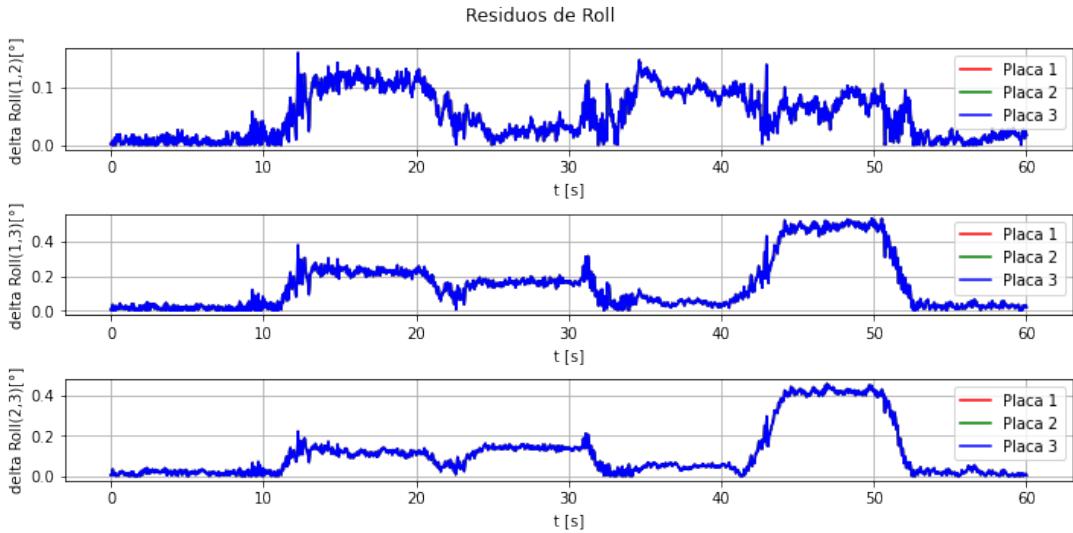


Figura 73: Se muestran los residuos de roll calculados por cada placa, superpuestos. El primer gráfico corresponde a $r_{1,2}^\phi[n]$, el segundo a $r_{1,3}^\phi[n]$ y el tercero a $r_{2,3}^\phi[n]$.

6.3.2. Sesgo en Valores de Giróscopo

En esta sección se repitió la ejecución del scheduling de la tabla 6, pero inyectando de manera artificial un sesgo de $+10^\circ/\text{s}$ en las mediciones de giróscopo en el eje x, $g_x[n]$, reportadas por la IMU de la réplica 3. Al igual que en la sección anterior, se presentan los gráficos con las estimaciones de pitch y roll, además de los residuos calculados por las 3 réplicas.

La falla se inyectó pasados los 10 segundos de ejecución, por lo que hasta ese instante, los residuos se encuentran en valores similares a los del caso sin fallas. En el momento en el que se inyecta la falla, los residuos $r_{1,3}^\phi$ y $r_{2,3}^\phi$ rápidamente crecen. Debido a que el residuo $r_{1,2}^\phi$ no se ve afectado, es evidente que la réplica 3 se encuentra en falla.

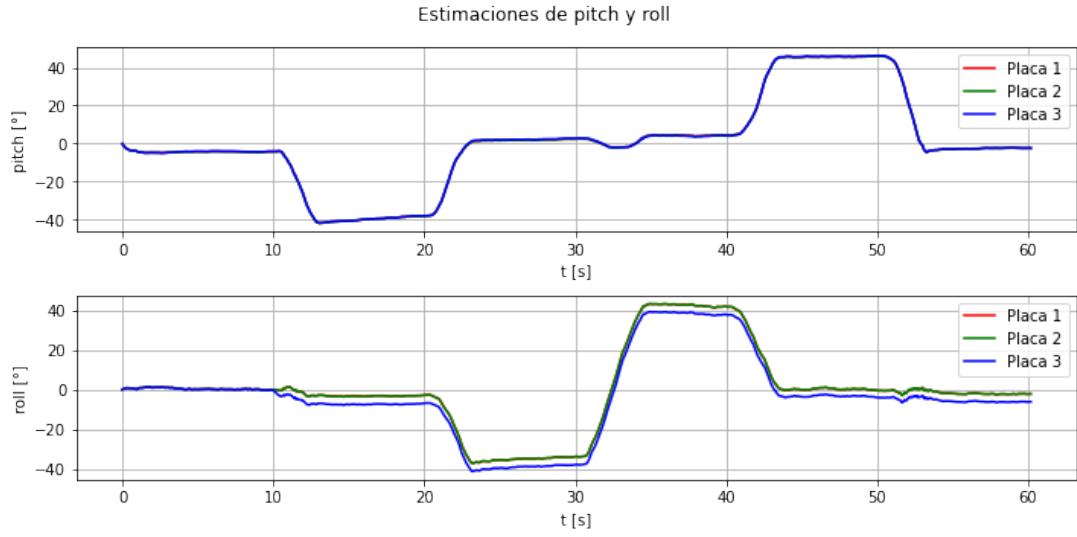


Figura 74: Se muestran los resultados de las estimaciones de pitch y roll para las 3 placas. Los gráficos se encuentran prácticamente superpuestos todo el tiempo, ya que no hubo fallas en la ejecución.

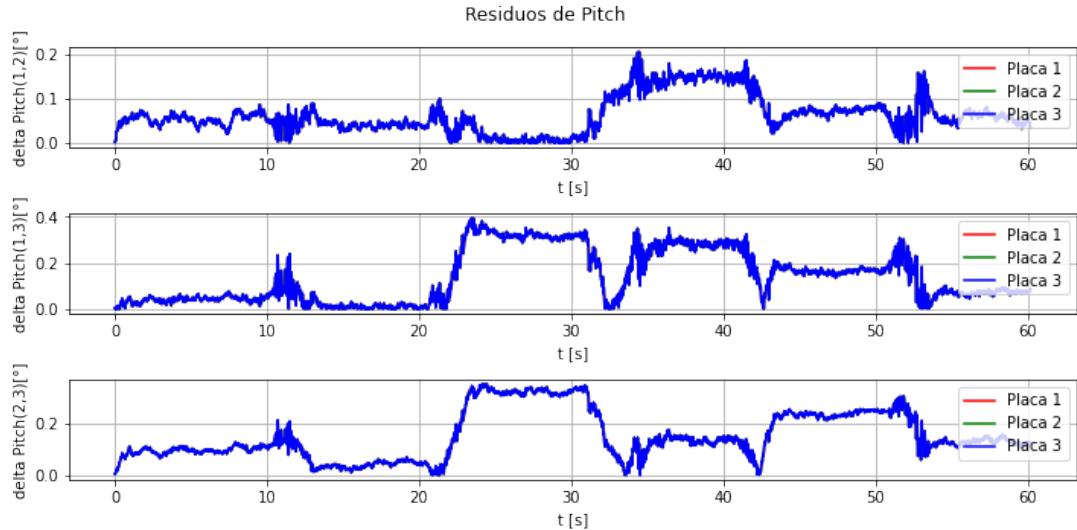


Figura 75: Se muestran los residuos de pitch calculados por cada placa, superpuestos. El primer gráfico corresponde a $r_{1,2}^\theta[n]$, el segundo a $r_{1,3}^\theta[n]$ y el tercero a $r_{2,3}^\theta[n]$.

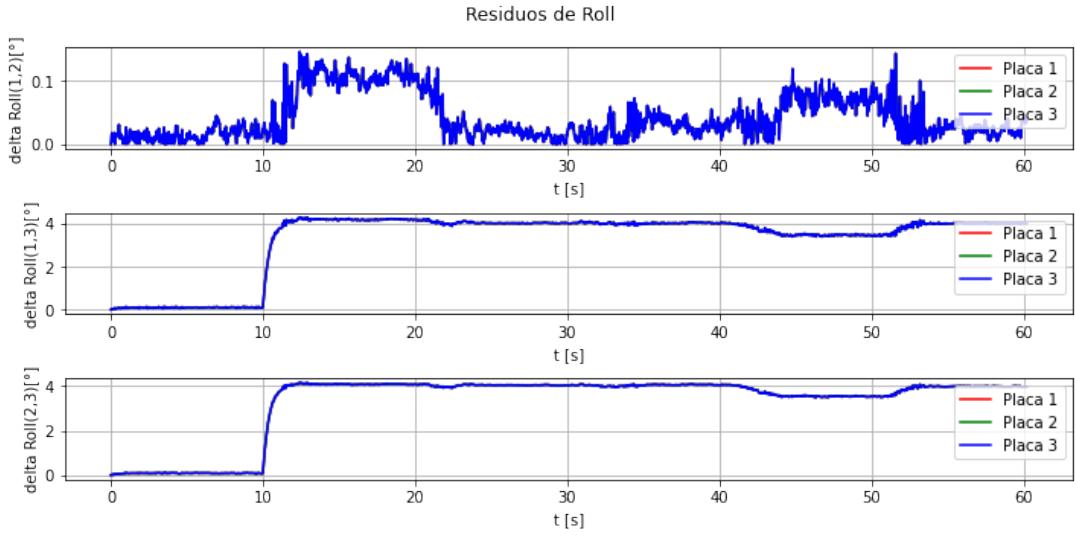


Figura 76: Se muestran los residuos de roll calculados por cada placa, superpuestos. El primer gráfico corresponde a $r_{1,2}^\phi[n]$, el segundo a $r_{1,3}^\phi[n]$ y el tercero a $r_{2,3}^\phi[n]$.

6.3.3. Saltos Aleatorios en Valores de Giróscopo

En esta sección se presentan los resultados de aplicar una falla que se manifiesta como saltos aleatorios sobre los valores de giróscopo en el eje x, reportados por la IMU de la réplica 3. Cada cierto período de tiempo, se le aplica un sesgo a la medición de giróscopo en el eje x de la réplica 3. Este período de tiempo, al igual que el valor del sesgo aplicado, se definen de manera aleatoria. Al igual que en el caso anterior, la falla comienza a manifestarse pasados los 10 segundos de ejecución.

La falla de esta sección tiene la particularidad de que se manifiesta durante un período de tiempo muy breve, y luego desaparece. Lo que se destaca de los resultados de esta sección, es el hecho de que la falla igualmente puede detectarse de manera inmediata. Esto es gracias a la arquitectura utilizada, donde todas las tareas tienen sus instantes de ejecución predefinidos.

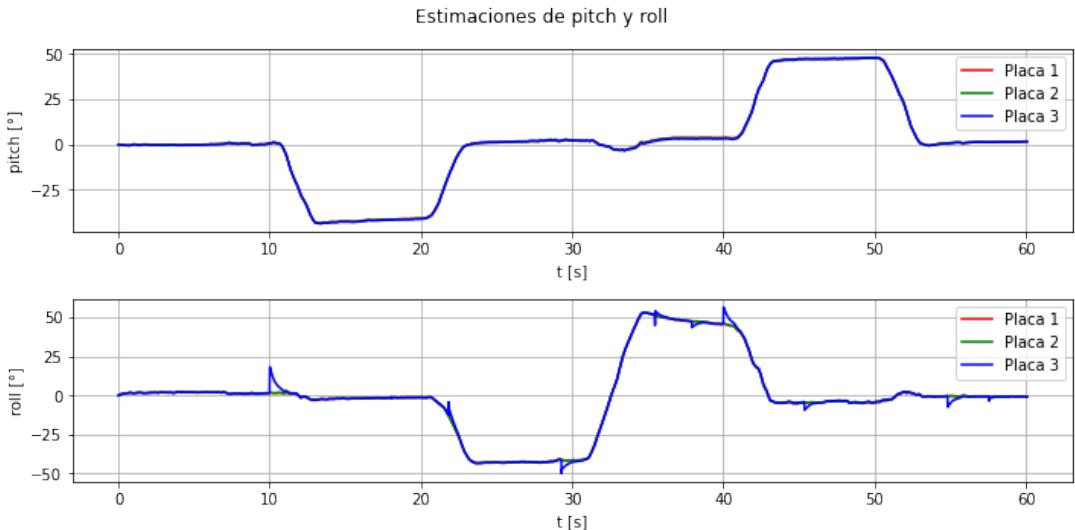


Figura 77: Se muestran los resultados de las estimaciones de pitch y roll para las 3 placas. Los gráficos se encuentran prácticamente superpuestos todo el tiempo, ya que no hubo fallas en la ejecución.

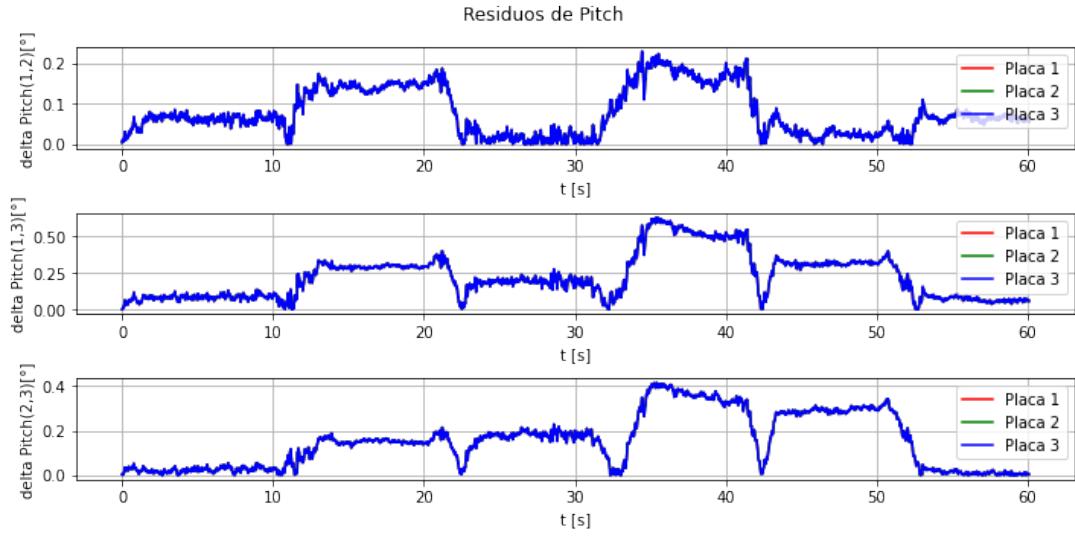


Figura 78: Se muestran los residuos de pitch calculados por cada placa, superpuestos. El primer gráfico corresponde a $r_{1,2}^\theta[n]$, el segundo a $r_{1,3}^\theta[n]$ y el tercero a $r_{2,3}^\theta[n]$.

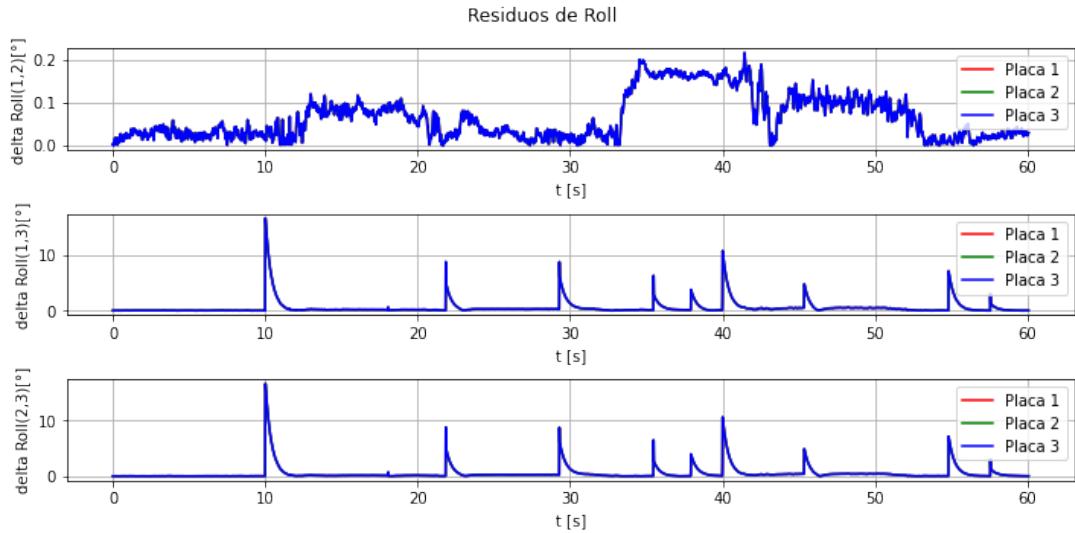


Figura 79: Se muestran los residuos de roll calculados por cada placa, superpuestos. El primer gráfico corresponde a $r_{1,2}^\phi[n]$, el segundo a $r_{1,3}^\phi[n]$ y el tercero a $r_{2,3}^\phi[n]$.

6.3.4. Medición Invariante de Acelerómetros y Giróscopos

El modo de falla evaluado aquí es uno donde el sensor IMU de la réplica 3 entrega siempre los mismos valores de mediciones, para los acelerómetros y giróscopos. Al igual que en los casos anteriores, la falla se inyecta a partir de los 10 segundos de ejecución. Es fácil ver en los gráficos de residuos, que la réplica 3 es la que manifiesta la falla.

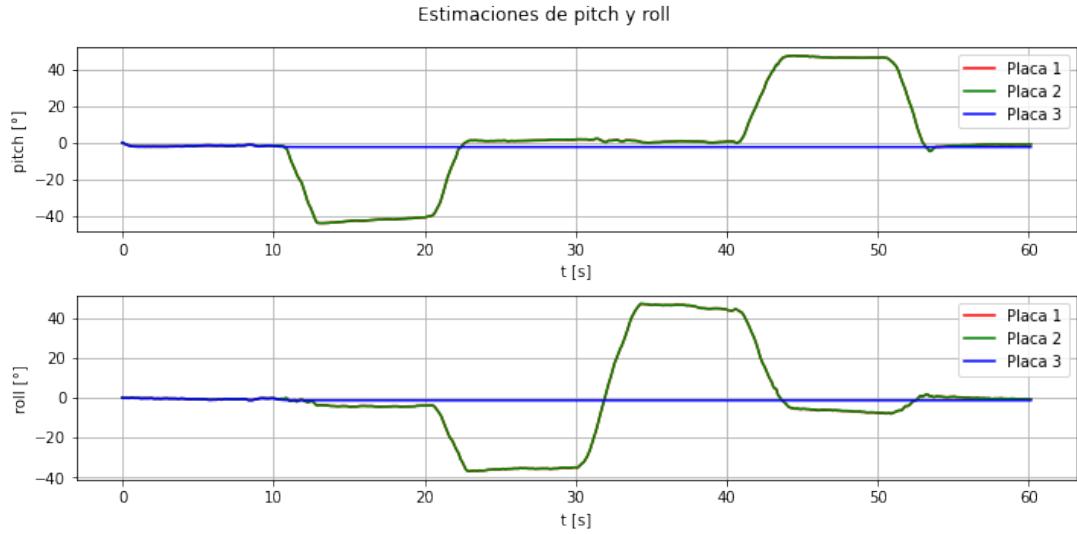


Figura 80: Se muestran los resultados de las estimaciones de pitch y roll para las 3 placas. Los gráficos se encuentran prácticamente superpuestos todo el tiempo, ya que no hubo fallas en la ejecución.

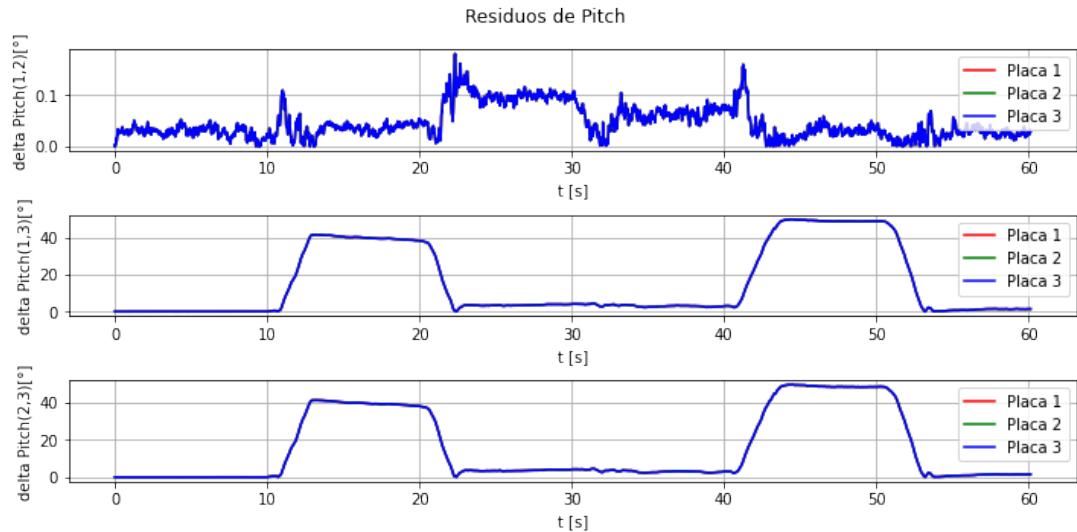


Figura 81: Se muestran los residuos de pitch calculados por cada placa, superpuestos. El primer gráfico corresponde a $r_{1,2}^\theta[n]$, el segundo a $r_{1,3}^\theta[n]$ y el tercero a $r_{2,3}^\theta[n]$.

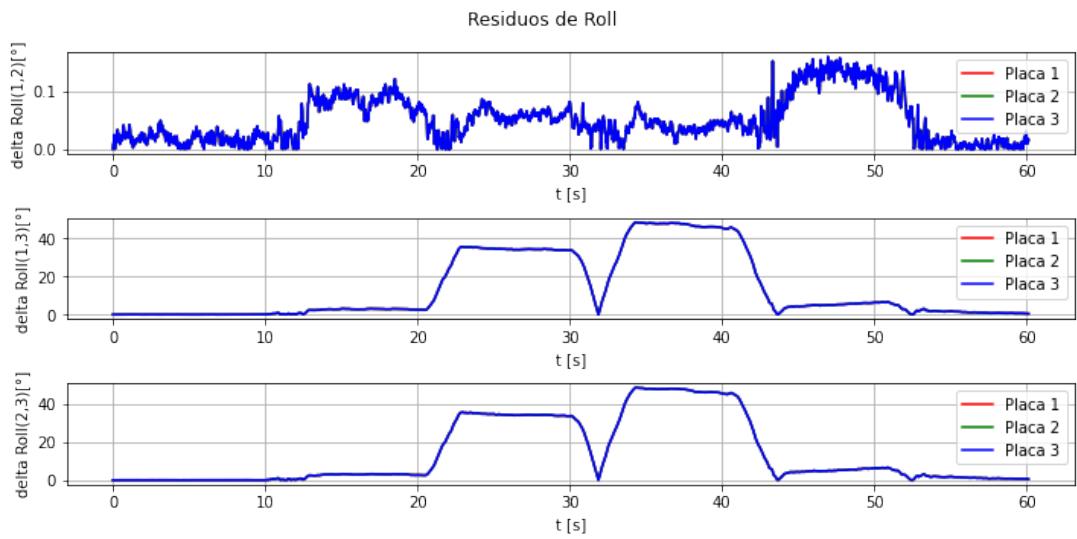


Figura 82: Se muestran los residuos de roll calculados por cada placa, superpuestos. El primer gráfico corresponde a $r_{1,2}^\phi[n]$, el segundo a $r_{1,3}^\phi[n]$ y el tercero a $r_{2,3}^\phi[n]$.

7. Conclusiones

En la bibliografía se destaca que la tolerancia a fallas a partir de redundancias es una técnica ampliamente utilizada. Esta se presta a ser utilizada en sistemas de tiempo real ya que no requiere una gran carga computacional y con una simple comparación de resultados pueden detectarse fallas. Para que la tarea de tolerancia a fallas sea efectiva, es necesario que el sistema distribuido trabaje de manera sincronizada. Sumado a esto, es necesario utilizar un bus de comunicaciones como medio para el intercambio de información entre réplicas, donde cada una de ellas tenga predefinido en qué momentos pueden enviar mensajes y en cuáles no. Estos últimos 2 aspectos garantizan que todas las réplicas tienen la misma información acerca del sistema.

En cuanto al desarrollo de la computadora de vuelo, pudieron fabricarse en total 3 placas, para las cuales pudo verificarse su correcto funcionamiento de forma individual. La gran cantidad de conectores presentes en la placa, sumando al requerimiento de posicionamiento del sensor IMU y las limitaciones de fabricación que obligaron a colocar todos los componentes de un solo lado, presentaron un desafío a la hora de diseñar el PCB. El hecho de haber elegido un PCB de 4 capas fue una decisión que permitió que esto pueda cumplirse, cumpliendo al mismo tiempo con la necesidad de mantener unas dimensiones reducidas. A pesar de no haber podido actualizar el microcontrolador de la computadora de vuelo con una de las alternativas evaluadas, pudo obtenerse un diseño funcional, con sensores de mejor rendimiento y con las interfaces y funcionalidades requeridas para ser utilizada en vehículos autónomos.

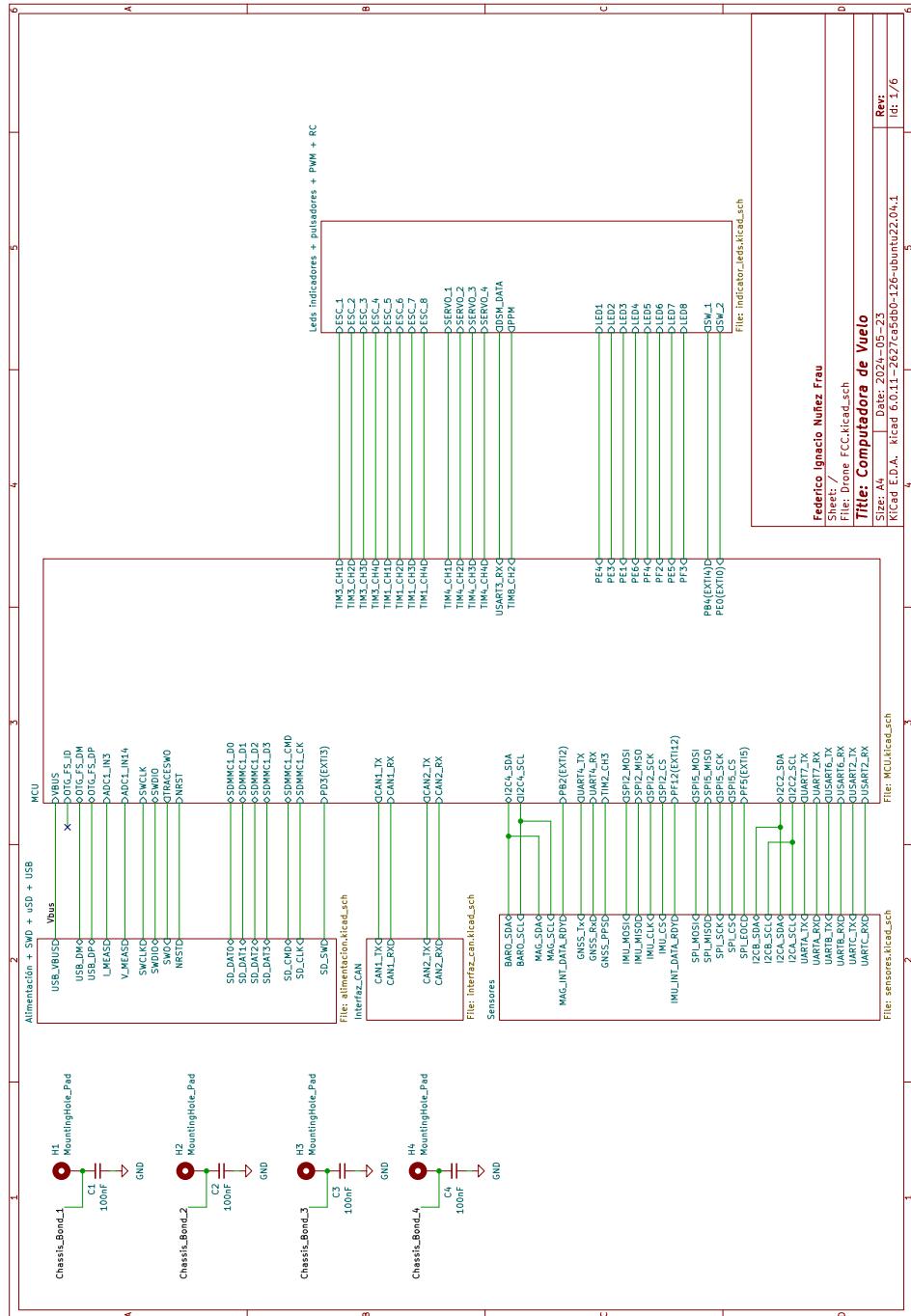
A partir de un firmware desarrollado, se ha demostrado la capacidad de la computadora de vuelo de ser utilizada con una arquitectura sincronizada de 3 réplicas en paralelo. Utilizando un método de sincronización muy simple pudo lograrse una precisión de las decenas de μs , aunque en la bibliografía presentada en este trabajo se pueden encontrar algoritmos que permiten mejorar esto. Además, este debería ser distribuido, evitando así que ninguna de las réplicas se vuelva un punto singular de fallas. A pesar de esto, la implementación utilizada permitió demostrar las capacidades de la placa para funcionar con la arquitectura necesaria para comparar resultados de navegación continuamente y detectar fallas durante el funcionamiento.

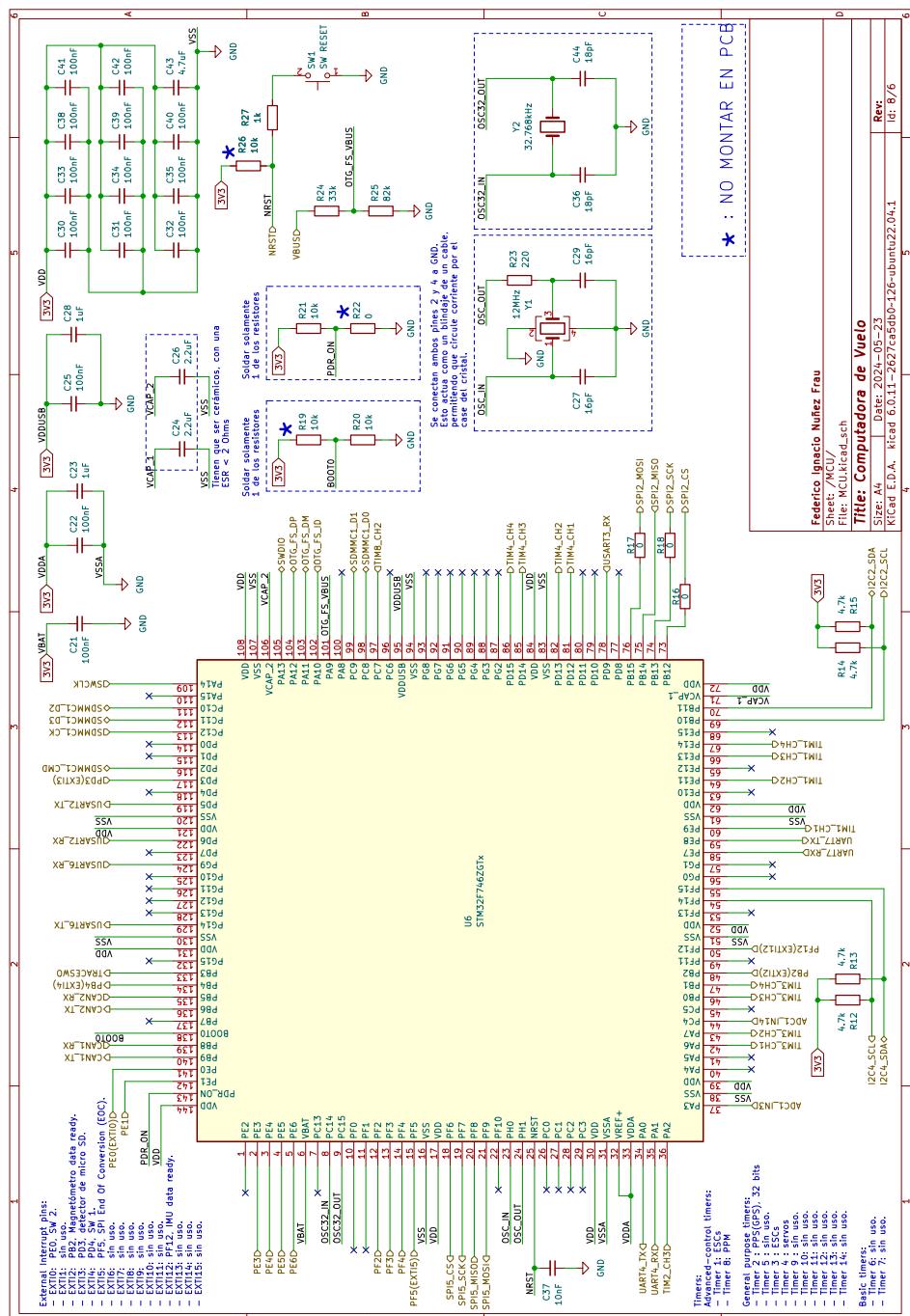
Los resultados presentados en este trabajo demuestran las capacidades de la computadora de vuelo para ser utilizada con la arquitectura propuesta para la tolerancia a fallas. Sin embargo, aún quedan muchos aspectos por resolver para que el sistema propuesto pueda ser utilizado en el vuelo de un vehículo. Aquí solo se ha utilizado el sensor IMU, pero deberían incorporarse otros sensores como el barómetro, el magnetómetro y otros adicionales externos a la placa. Además, todas las mediciones que estos entregan serán utilizadas por el sistema INS para realizar una estimación más completa de la pose del vehículo, algo que requiere una gran carga computacional y que debe evaluarse cómo puede ser integrado en un esquema estático como el que se propone en este trabajo. Posiblemente, esto requiera que deban realizarse modificaciones a las implementaciones ya existentes, no en cuanto a los cálculos realizados, pero sí en la forma en que estos se ejecutan, buscando obtener un algoritmo con un tiempo de ejecución balanceado.

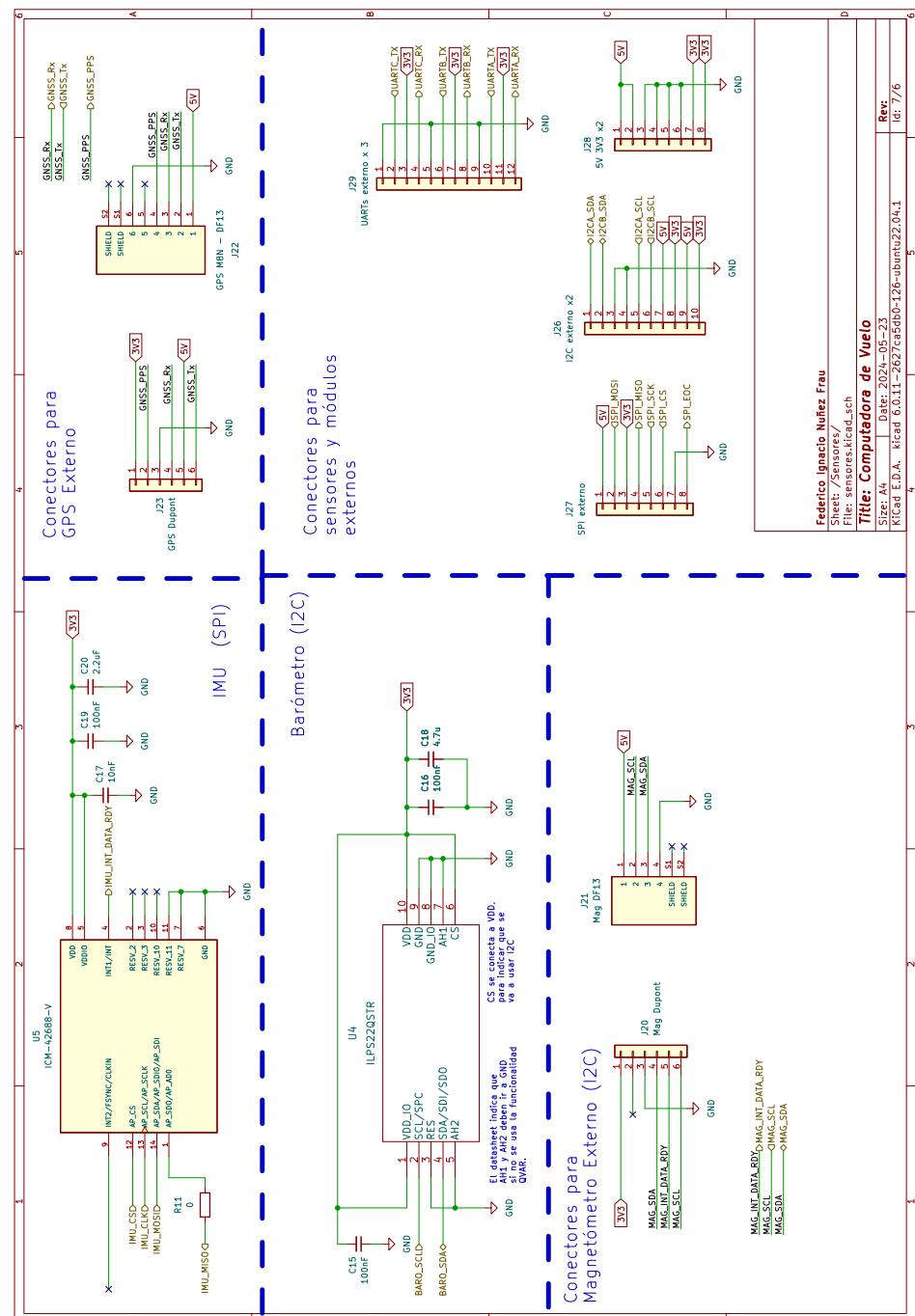
Además del uso de un algoritmo de sincronización distribuido, restarían implementarse otras funcionalidades que favorezcan la seguridad. Por un lado, sería necesario el agregado de un sistema capaz de monitorear que cada réplica respete los tiempos de su scheduler, de manera que si una de ellas no lo cumple, pueda tomarse una acción correctiva. Esto sería necesario, ya que la pérdida de sincronización de una placa puede además afectar el funcionamiento de todo el sistema, si es que perjudica las comunicaciones presentes en el bus. Por otro lado, este aspecto también podría mejorarse si se utiliza el 2do bus CAN presente en la placa.

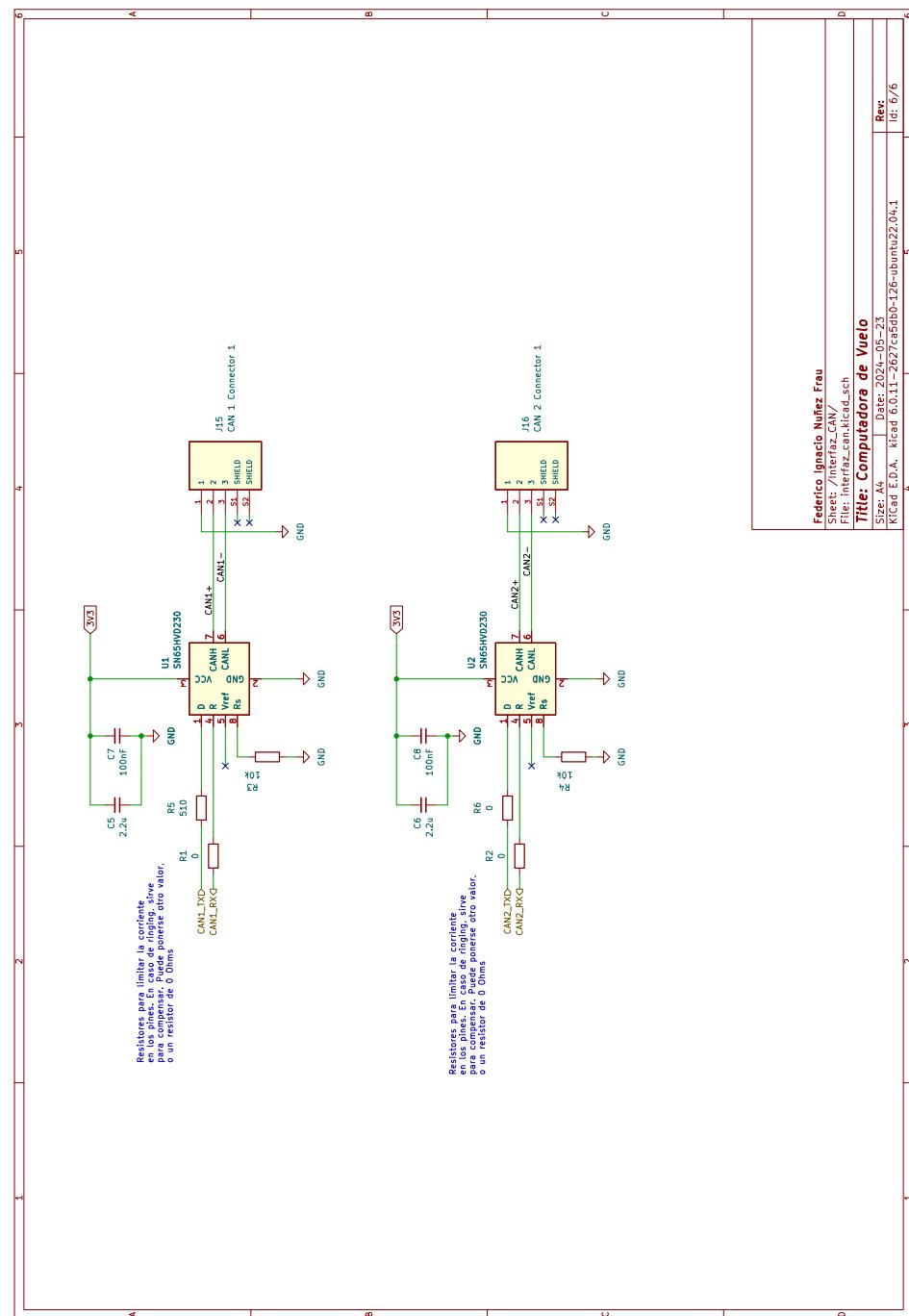
Apéndices

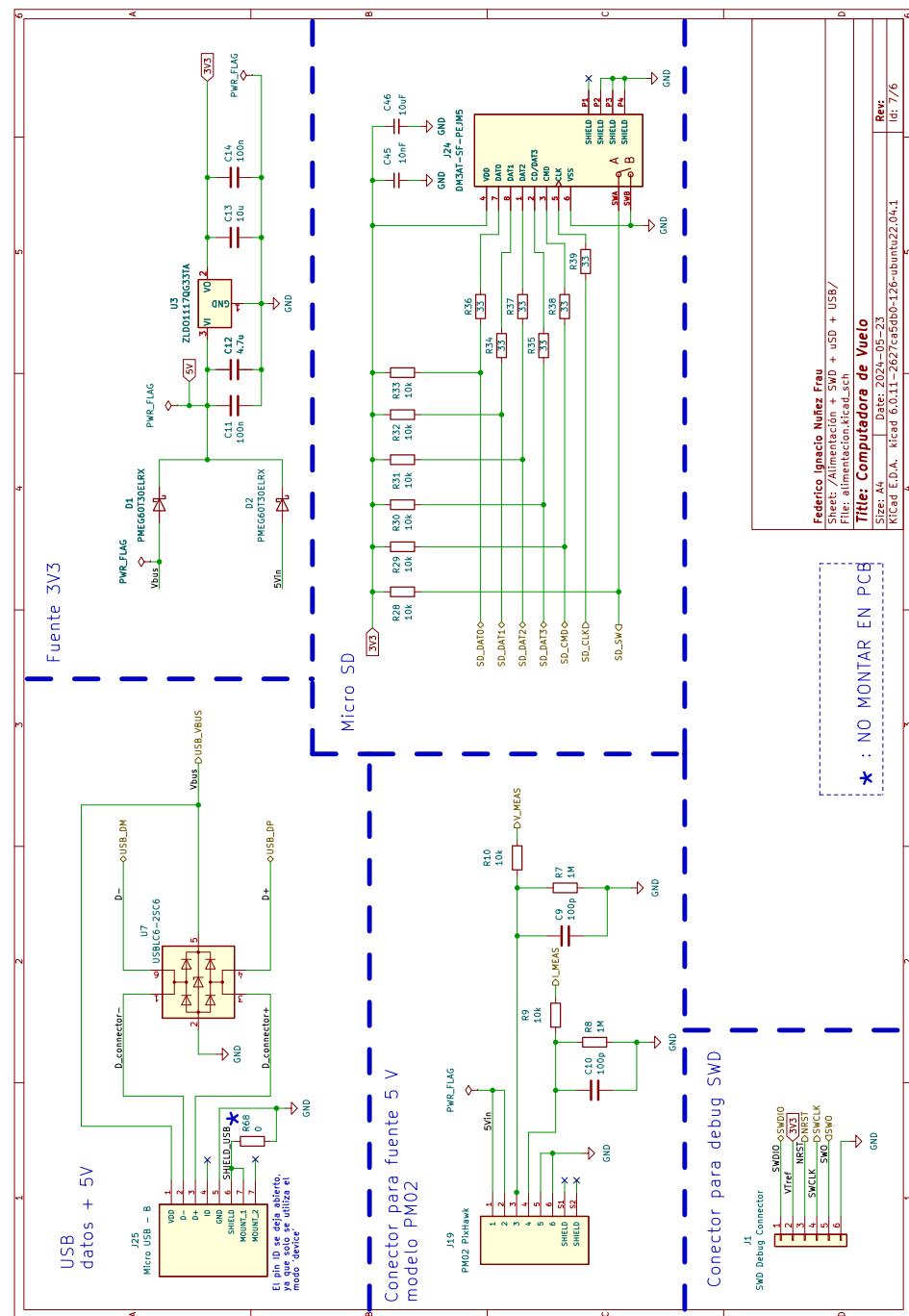
Apéndice A: Circuito Esquemático

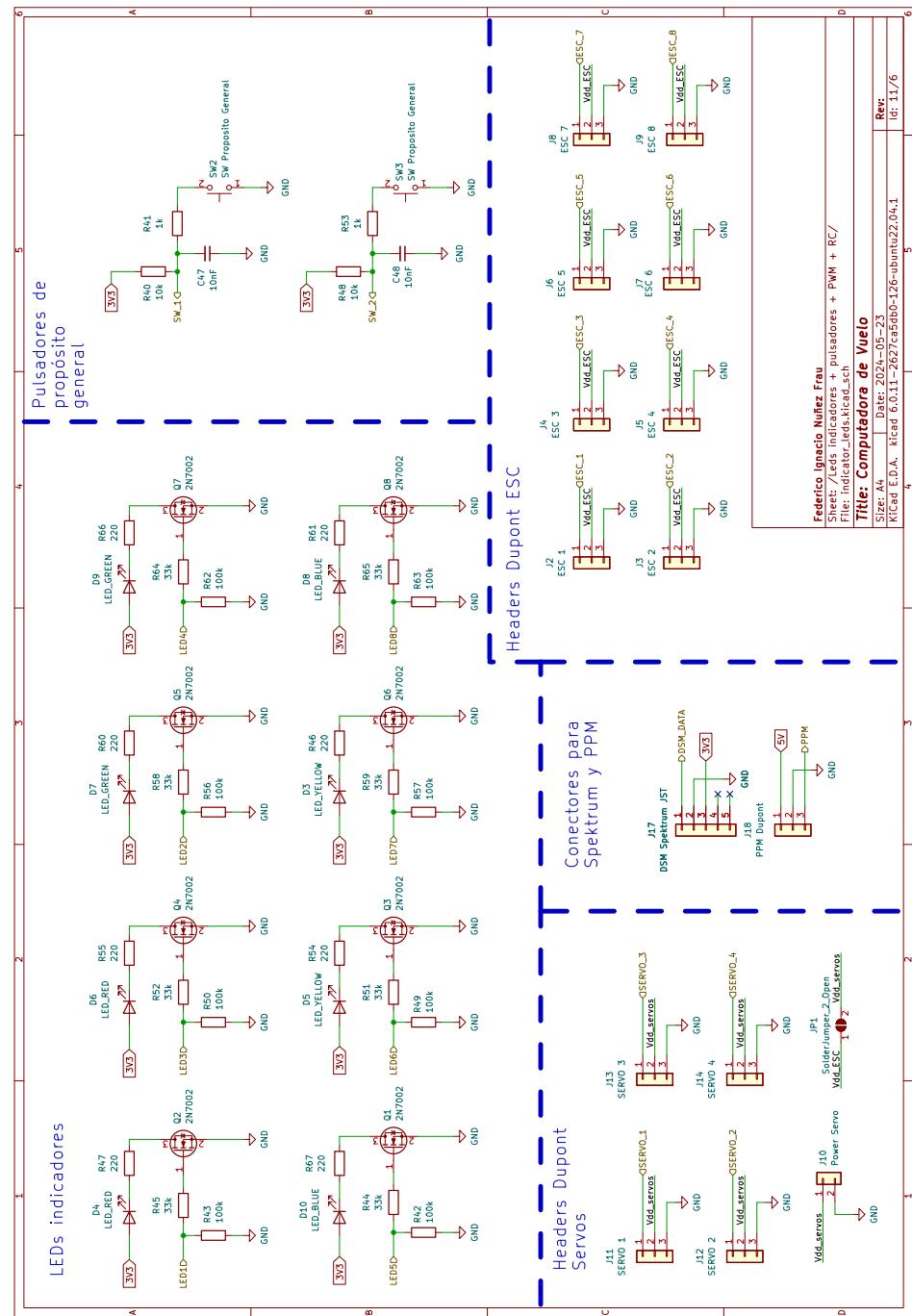






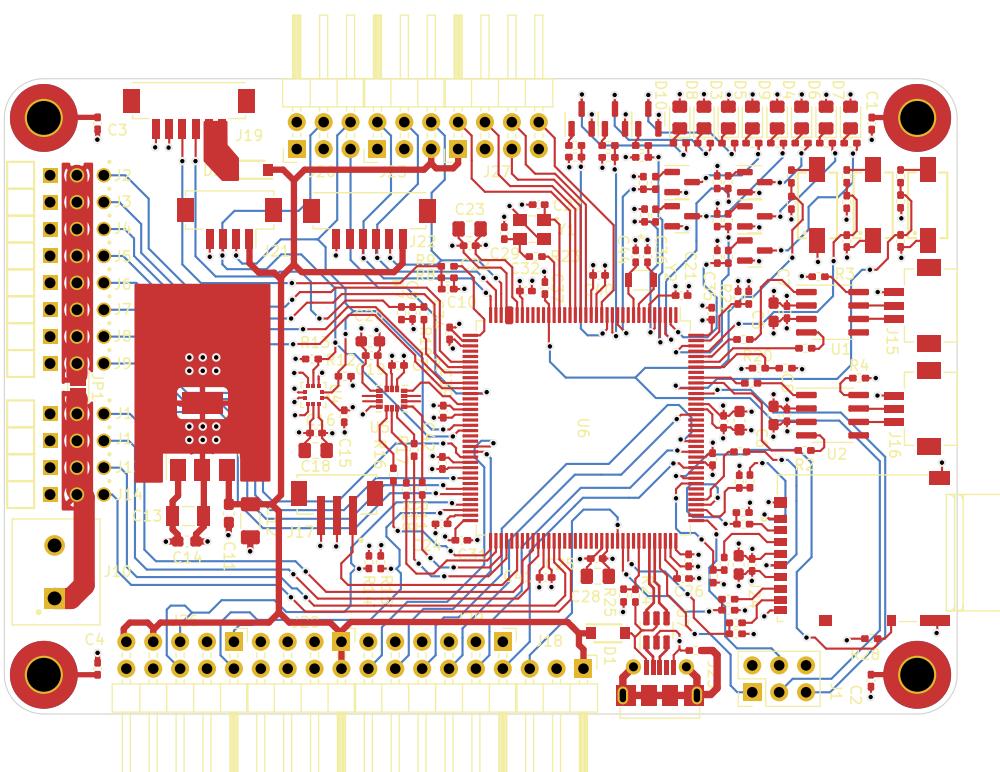
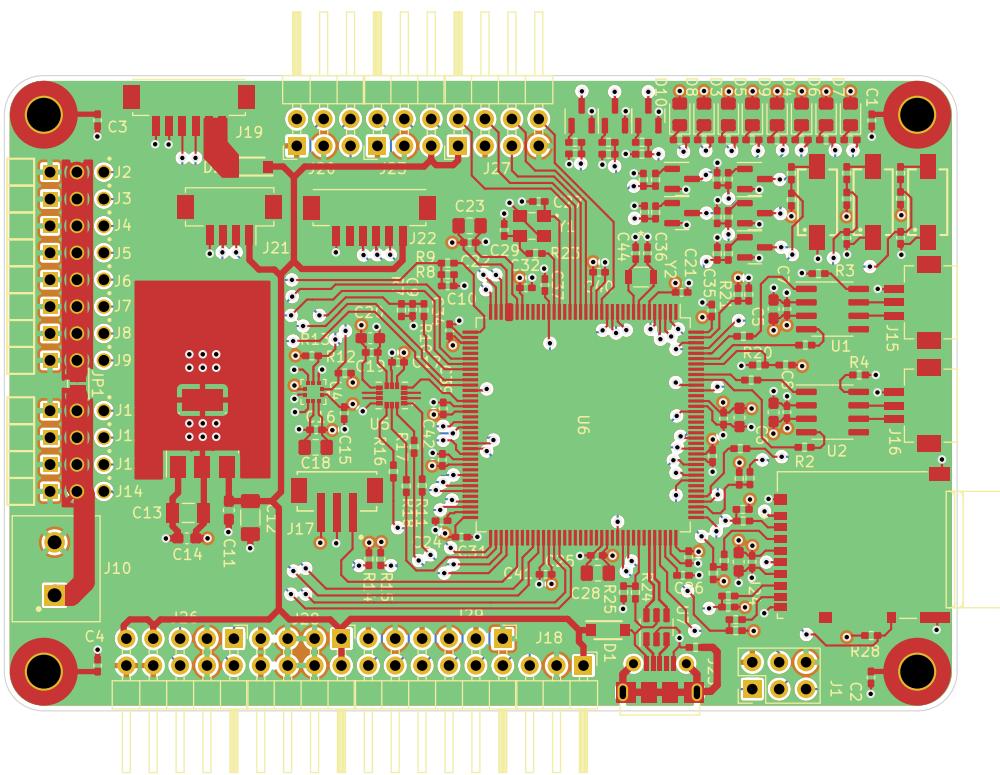






Apéndice B: PCB Final

Se adjunta el PCB final. Todos los componentes se encuentran en la misma cara. Para apreciar el trazado de pistas y los cambios de capa, se adjunta una imagen donde se han ocultado los planos de GND y 3V3.



Referencias

- [1] Richard PG Collinson. *Introduction to avionics systems*. Springer Nature, 2023.
- [2] Stuart M Adams y Carol J Friedland. «A survey of unmanned aerial vehicle (UAV) usage for imagery collection in disaster research and management». En: *9th international workshop on remote sensing for disaster response*. Vol. 8. 2011, págs. 1-8.
- [3] Tommaso Francesco Villa y col. «An overview of small unmanned aerial vehicles for air quality measurements: Present applications and future prospectives». En: *Sensors* 16.7 (2016), pág. 1072.
- [4] AJS McGonigle y col. «Unmanned aerial vehicle measurements of volcanic carbon dioxide fluxes». En: *Geophysical research letters* 35.6 (2008).
- [5] Luis F Luque-Vega y col. «Power line inspection via an unmanned aerial system based on the quadrotor helicopter». En: *MELECON 2014-2014 17th IEEE Mediterranean electrotechnical conference*. IEEE. 2014, págs. 393-397.
- [6] *Fly-by-Wire Systems Enable Safer, More Efficient Flight / NASA Spinoff*. URL: https://spinoff.nasa.gov/Spinoff2011/t_5.html.
- [7] Ying C Yeh. «Triple-triple redundant 777 primary flight computer». En: *1996 IEEE Aerospace Applications Conference. Proceedings*. Vol. 1. IEEE. 1996, págs. 293-307.
- [8] Jaynarayan H Lala y Richard E Harper. «Architectural principles for safety-critical real-time applications». En: *Proceedings of the IEEE* 82.1 (1994), págs. 25-40.
- [9] Randall Fulton y R. I. Vandermolen. «Airborne Electronic Hardware Design Assurance: A Practitioner's Guide to RTCA/DO-254». En: 2014. URL: <https://api.semanticscholar.org/CorpusID:111395313>.
- [10] Xunying Zhang y Xiaodong Zhao. «Architecture design of distributed redundant flight control computer based on time-triggered buses for UAVs». En: *IEEE Sensors Journal* 21.3 (2020), págs. 3944-3954.
- [11] G. Loegering y D. Evans. «The evolution of the Global Hawk and MALD avionics systems». En: *Gateway to the New Millennium. 18th Digital Avionics Systems Conference. Proceedings (Cat. No.99CH37033)*. Vol. 2. 1999, 6.A.1-6.A.1. DOI: 10.1109/DASC.1999.821966.
- [12] Embention. *Veronte Autopilot 4x - Products Veronte Embention*. Oct. de 2023. URL: <https://www.embention.com/product/veronte-autopilot-4x/>.
- [13] *VECTOR-600 -Autopilot for UAV / UAV Navigation*. URL: <https://www.uavnavigation.com/products/autopilots/vector-600>.
- [14] www.micropilot.com. *MicroPilot - World leader in professional UAV autopilots / Product Page - MP2128 3x Triple Redundant Autopilots*. URL: <https://www.micropilot.com/products-mp21283x.htm>.
- [15] Sebastian Hiergeist y Georg Seifert. «Implementation of a SPI based redundancy network for SoC based UAV FCCs and achieving synchronization». En: *2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC)*. IEEE. 2018, págs. 1-10.
- [16] Sebastian Hiergeist y Georg Seifert. «Internal redundancy in future UAV FCCs and the challenge of synchronization». En: *2017 IEEE/AIAA 36th Digital Avionics Systems Conference (DASC)*. IEEE. 2017, págs. 1-9.
- [17] *MPC5744P FlexRay Interface in Pictures*. AN12233. Rev. 0. NXP Semiconductors. Mayo de 2021.
- [18] Xiaolin Zhang, Haisheng Li y Dandan Yuan. «Dual redundant flight control system design for microminiature UAV». En: *2015 2nd International Conference on Electrical, Computer Engineering and Electronics*. Atlantis Press. 2015, págs. 785-791.
- [19] Junhua Chen, Dong Cao y Xunhong Lv. «Design of FlexRay-based communication on triplex redundancy flight control computer». En: *2015 Chinese Automation Congress (CAC)*. IEEE. 2015, págs. 1969-1974.

- [20] Jun An Wang y Zhen Shui Li. «Development of flight control system Using embedded computer PC-104». En: *26th International Congress of the Aeronautical Sciences*. 2008, págs. 1-5.
- [21] M.E. Fernando Fidencio Solano Pérez. «Development of a Redundancy System for Autopilots». Tesis de mtría. Santiago de Querétaro, México, 2019.
- [22] Dronecode Foundation. *Homepage - PIXHawk*. Jun. de 2023. URL: <https://pixhawk.org/>.
- [23] Victor P. Nelson. «Fault-tolerant computing: Fundamental concepts». En: *Computer* 23.7 (1990), págs. 19-25.
- [24] Hermann Kopetz. *Real-Time systems*. Springer Science+Business Media, ene. de 2011. DOI: 10.1007/978-1-4419-8237-7. URL: <https://doi.org/10.1007/978-1-4419-8237-7>.
- [25] Massimo Baleani y col. «Fault-tolerant platforms for automotive safety-critical applications». En: *Proceedings of the 2003 international conference on Compilers, architecture and synthesis for embedded systems*. 2003, págs. 170-177.
- [26] Robert E Lyons y Wouter Vanderkulk. «The use of triple-modular redundancy to improve computer reliability». En: *IBM journal of research and development* 6.2 (1962), págs. 200-209.
- [27] John H Wensley y col. «SIFT: Design and analysis of a fault-tolerant computer for aircraft control». En: *Proceedings of the IEEE* 66.10 (1978), págs. 1240-1255.
- [28] Leslie Lamport, Robert Shostak y Marshall Pease. «The Byzantine generals problem». En: *Congcurrency: the works of leslie lamport*. 2019, págs. 203-226.
- [29] Marshall Pease, Robert Shostak y Leslie Lamport. «Reaching agreement in the presence of faults». En: *Journal of the ACM (JACM)* 27.2 (1980), págs. 228-234.
- [30] Claudio Pose. *Desarrollo de algoritmos de navegación y control para un vehículo aéreo autónomo*. Tesis de Grado, Facultad de Ingeniería de la Universidad de Buenos Aires, 2014.
- [31] Leonardo Garberoglio y col. «Diseño de un autopiloto para pequeños vehículos no tripulados». En: *Elektron* 3.1 (2019), págs. 29-38.
- [32] *Migration guide from STM32F7 Series to STMH74x/75x, STM32H72x/73x and STMH7A3/7Bx devices*. STMicroelectronics, ago. de 2022.
- [33] *Product Longevity - STMicroelectronics*. URL: https://www.st.com/content/st_com/en/about/quality-and-reliability/product-longevity.html#10-year-longevity.
- [34] *ICM-42688-P / TDK InvenSense*. Oct. de 2023. URL: <https://invensense.tdk.com/products/motion-tracking/6-axis/icm-42688-p/>.
- [35] Krystian Borodacz, Cezary Szczepański y Stanisław Popowski. «Review and selection of commercially available IMU for a short time inertial navigation». En: *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 94.1 (2022), págs. 45-59.
- [36] *How to measure absolute pressure using piezoresistive sensing elements*. AMSYS. Jul. de 2009.
- [37] Avnet. *MEMS pressure sensors*. URL: <https://www.avnet.com/wps/portal/abacus/solutions/technologies/sensors/pressure-sensors/core-technologies/mems/> (visitado 31-10-2023).
- [38] *Choosing the Right Pressure Sensor*. AN-201610-PL38-01. Infineon. 2016.
- [39] ST Microelectronics. *Product Longevity*. URL: https://www.st.com/content/st_com/en/about/quality-and-reliability/product-longevity.html#10-year-longevity (visitado 11-05-2023).
- [40] CAN Specification. «Bosch». En: *Robert Bosch GmbH, Postfach 50* (1991), pág. 75.
- [41] *Introduction to the Controller Area Network (CAN)*. SLOA101B. Rev. B. Texas Instruments. Mayo de 2016.
- [42] *A CAN Physical Layer Discussion*. AN 228. Microchip. 2002.
- [43] *DroneCAN M8N GPS*. URL: <https://holybro.com/products/dronecan-m8n-gps>.

- [44] *DroneCAN ESCs — Copter documentation.* URL: <https://ardupilot.org/copter/docs/common-uavcan-escs.html>.
- [45] *Road vehicles — Controller area network (CAN) — Part 4: Time-triggered communication.* Standard. International Organization for Standardization, ago. de 2004.
- [46] *ARM based Cortex M7 32b MCU+FPU, 462DMIPS, up to 1MB Flash/320+16+ 4KB RAM, USB OTG HS/FS, ethernet, 18 TIMs, 3 ADCs, 25 com ift, cam and LCD.* STMicroelectronics, feb. de 2016. URL: <https://www.st.com/en/microcontrollers-microprocessors/stm32f746zg.html#documentation>.
- [47] *SN65HVD23x 3.3-V CAN Bus Transceivers.* Abr. de 2018. URL: <https://www.ti.com/product/es-mx/SN65HVD230>.
- [48] *Connector Pin Assignment Recommendations.* CiA 106. CAN in Automation. Jun. de 2022.
- [49] *DroneCAN.* URL: <https://dronecan.github.io/> (visitado 11-09-2023).
- [50] *Automotive Compliant 1A Low Dropout Positive Regulator with Fixed and Adjustable Outputs.* Oct. de 2016. URL: <https://www.diodes.com/assets/Datasheets/ZLD01117Q.pdf>.
- [51] *Basics of Low-Dropout (LDO) Regulator ICs.* TOSHIBA. Mar. de 2021.
- [52] *Technical Review of Low Dropout Voltage Regulator Operation and Performance.* Texas Instruments. Ago. de 1999.
- [53] *AN-1482 LDO Regulator Stability Using Ceramic Output Capacitors.* Texas Instruments. Abr. de 2013.
- [54] *Holybro PM02 V3 Power Module.* URL: https://docs.px4.io/main/en/power_module/holybro_pm02.html (visitado 13-09-2023).
- [55] *Specification for Spektrum Remote Receiver Interfacing.* URL: <https://www.spektrumrc.com/ProdInfo/Files/Remote%20Receiver%20Interfacing%20Rev%20A.pdf>.
- [56] *Documentation – Arm Developer.* URL: <https://developer.arm.com/documentation/ddi0314/h/Serial-Wire-Debug-and-JTAG-Trace-Connector/About-the-SWD-and-JTAG-trace-connector?lang=en>.
- [57] *PCB Design Guidelines For ICM-40607x, ICM-40608, ICM-42xxx, ICM-43xxx and ICM-45xxx Products.* AN-000262. TDK Invensense. Ene. de 2021.
- [58] *Surface Mounting Guidelines for MEMS Sensors in a QFPN Package.* TN0019. ST. Mar. de 2020.
- [59] *Soldering Guidelines for MEMS Inertial Sensors.* APP 5604. Maxim Integrated. Mar. de 2013.
- [60] *MEMS Motion Handling and Assembly Guide.* AN-IVS-0002A-00. TDK. Oct. de 2013.
- [61] Henry W Ott. *Electromagnetic compatibility engineering.* John Wiley & Sons, 2011.
- [62] *Getting Started with STM32F7 Series MCU Hardware Development.* STMicroelectronics, feb. de 2017.
- [63] Constantine A Balanis. *Antenna theory: analysis and design.* John Wiley & Sons, 2016.
- [64] *PCB Layout Thermal Design Guide.* No .65AN002E Rev.001. ROHM Semiconductor. Jun. de 2022.
- [65] *AN-1028 Maximum Power Enhancement Techniques for Power Packages (Rev. B).* SNVA036B. Texas Instruments. Mayo de 2013.
- [66] *An empirical analysis of the impact of board layout on LDO thermal performance.* SLVAE85. Texas Instruments. Feb. de 2019.
- [67] Michael J Pont. *Patterns for time-triggered embedded systems.* TTE System, Ltd, 2008.
- [68] Hermann Kopetz y Günther Bauer. «The time-triggered architecture». En: *Proceedings of the IEEE* 91.1 (2003), págs. 112-126.
- [69] Hermann Kopetz. «The time-triggered model of computation». En: *Proceedings 19th IEEE Real-Time Systems Symposium (Cat. No. 98CB36279)*. IEEE. 1998, págs. 168-177.

- [70] Emmanuelle Anceaume e Isabelle Puaut. «Performance evaluation of clock synchronization algorithms». Tesis doct. INRIA, 1998.
- [71] Sascha Einspieler y col. «High Accuracy Software-Based Clock Synchronization Over CAN». En: *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems* 52.7 (2022), págs. 4438-4446. DOI: 10.1109/TSMC.2021.3096597.
- [72] Gabriel Leen y Donal Heffernan. «TTCAN: a new time-triggered controller area network». En: *Microprocessors and Microsystems* 26.2 (2002), págs. 77-94.
- [73] Miro Samek. *Practical UML statecharts in C/C++: event-driven programming for embedded systems*. CRC Press, 2008.
- [74] *STM32F75xxx and STM32F74xxx advanced Arm®-based 32-bit MCUs*. STMicroelectronics, jun. de 2018. URL: https://www.st.com/resource/en/reference_manual/rm0385-stm32f75xxx-and-stm32f74xxx-advanced-armbased-32bit-mcus-stmicroelectronics.pdf.
- [75] *STM32F74xxx and STM32F75xxx device limitations*. STMicroelectronics, jun. de 2019. URL: https://www.st.com/resource/en/errata_sheet/es0290-stm32f74xxx-and-stm32f75xxx-device-limitations-stmicroelectronics.pdf.