

Control Inteligente vs. LPV: Comparación aplicada a un cuatrirotor de dos brazos

Reurison Silva Rodrigues
Instituto Tecnológico de Buenos Aires
CONICET
CABA, Argentina
rsilva@itba.edu.ar

Alejandro S. Ghersin
Instituto Tecnológico de Buenos Aires
CONICET
CABA, Argentina
aghersin@conicet.gov.ar

Juan Giribet
Universidad de San Andrés
CONICET
San Fernando, Argentina
jgiribet@conicet.gov.ar

Resumen—Tomando como ejemplo de aplicación, un vehículo aéreo no tripulado con dos brazos y cuatro rotores, en el presente trabajo se lleva cabo una comparación del desempeño de dos sistemas de control. Uno de estos controles fue diseñado mediante técnicas lineales de parámetros variantes, mientras que el otro se basa en la estrategia denominada PID inteligente, técnica adaptativa basada en controles libres de modelo. Ambos controles atacan el problema de tolerancia a fallas con diferentes enfoques para adaptarse a dos casos de fallas, en uno y en dos rotores. Las fallas consideradas son de tipo total y se conocen de ellas el momento en que se producen y el actuador en el cual ocurrió la falla. En este escenario, se lleva a cabo la comparación.

Keywords—VTOL, Fault Tolerant, LPV, Model-Free Control

I. INTRODUCCIÓN

Un vehículo aéreo no tripulado (UAV, por sus siglas en inglés) puede definirse como cualquier vehículo aéreo que no cuenta con un piloto a bordo, que puede ser controlado remotamente. Estos vehículos están formados por un conjunto de hardware y software embebido capaces de mantener al vehículo en vuelo, incluso resolviendo de manera autónoma tareas como el planeamiento y seguimiento de trayectorias, siendo reactivos a cambios del ambiente y mitigando los efectos de perturbaciones externas como vientos. Los UAVs pueden ser empleados en las más diversas aplicaciones: operaciones en seguridad y defensa, monitorización de tráfico vehicular, escenarios de catástrofes naturales, reconocimiento y transporte de cargas, entre otras [1].

Recientemente, otro tipo de uso que ha recibido atención es el uso de UAVs para el transporte de personas [2]. Para todas las aplicaciones anteriores, es imprescindible la existencia de mecanismos de control que sean capaces de lidiar con posibles fallas que puedan ocurrir en el sistema, logrando que el vehículo sea capaz de mantener un vuelo estable y con un nivel de rendimiento aceptable, incluso con desviaciones de su condición nominal de funcionamiento. De esta forma, los sistemas de control tolerantes a fallas deben garantizar la seguridad de las personas, la integridad del vehículo y de las mercancías transportadas.

Los sistemas de control tolerantes a fallas se pueden dividir en pasivos y activos. En el primer caso, se adopta una estrategia de control que es capaz de compensar en algún

grado la falla, no siendo reconfigurable en tiempo real. En los métodos activos, existen sistemas para monitorear el estado del vuelo del vehículo, pudiendo determinar la ubicación y qué tipo de falla ocurrió, haciendo una reconfiguración de los controladores de vuelo y/o modificando la estructura del vehículo en tiempo real [3].

En el presente trabajo, propondremos el uso de un sistema de control activo tolerante a fallos, suponiendo que se puede identificar el actuador que falle y el instante de tiempo en el cual ocurre la falla, tarea que realiza el sistema de detección de fallas. En este escenario compararemos dos estrategias de control diferentes LPV (*Linear Parameter Varying*) y MFC (*Model-Free Control*).

El control de lineal de parámetros variantes (LPV) [4] utilizará funciones de ponderación que dependen de un parámetro definido de manera *ad-hoc* para escalar el desempeño (performance). Basado en un diseño de sensibilidades mixtas, este parámetro LPV, el cual cambia en tiempo real de acuerdo a la falla que tenga lugar, se utiliza para modificar la respuesta del controlador permitiendo que el vehículo se adapte mejor a la falla, escalando la performance.

El control libre de modelo (MFC por su sigla en inglés) [5]), es una técnica de control que ha demostrado ser útil en situaciones donde el modelo dinámico del sistema no se conoce o es difícil de obtener. Su acción de control se basa en la estimación en tiempo real de un parámetro que engloba dinámicas no modeladas y perturbaciones de entrada. Esta función garantiza una mayor robustez frente a las perturbaciones de entrada en comparación con un controlador PID [6] clásico. Sin embargo, un inconveniente es la imposibilidad de dar garantías de estabilidad global [7].

Pueden encontrarse en la literatura, numerosos trabajos en los cuales se tratan diferentes técnicas de control tolerante a fallas aplicadas a UAVs. En [8] se desarrolla un control tolerante a fallas no lineal robusto para un UAV trimotor, que tiene dos motores fijos y un tercero montado en un servo, donde ocurre la falla. En [9] se desarrolla una estrategia de control tolerante a fallas para un vehículo hexarotor basada en la reconfiguración en tiempo real de los rotores del vehículo. Técnicas de control LPV tolerante a fallas pueden encontrarse en [10] donde se propone un observador de modos deslizantes LPV, para la detección de fallas de actuadores para un cuatri-

rotor. Los autores también consideran algún tipo de incertidumbre sobre el parámetro LPV utilizado por el observador. En [11] se desarrolla un sistema de control activo tolerante a fallas, basado en un método de control LPV que utiliza un esquema de asignación de control dinámico dependiente de parámetros. En [12] se propone un control tolerante a fallas para un cuatri-rotor, modelado como un sistema LPV politópico con incertidumbres. Se pueden consultar referencias adicionales de control LPV tolerante a fallos en [13], [14].

En lo que respecta a MFC, trabajos recientes muestran el uso esta técnica aplicada a problemas de robótica móvil aérea, ya sea en control tolerante a fallas o en diseños que buscan robustez frente a incertidumbres paramétricas y/o perturbaciones externas.

Para un vehículo de ala fija, de tipo *tail-sitter*, con despegue y aterrizaje vertical (en adelante VTOL por la sigla en inglés *vertical takeoff and landing*), en [6] se aplicó el MFC al control de posición-altitud de implementado para todas las fases de vuelo (vuelo vertical, vuelo horizontal y transiciones vertical/horizontal y horizontal/vertical), incluyéndose resultados experimentales. El MFC se justifica por la dificultad de obtener un modelo del UAV pero también por la difícil caracterización de la dinámica de vuelo durante la fase de transición vertical/horizontal. Sumadas a esto, aparecen perturbaciones externas como pueden ser las ráfagas de viento. Otro factor importante a la hora de elegir el MFC es la obtención de los parámetros aerodinámicos del vehículo, que en teoría se podrían obtener mediante el uso de un túnel de viento, que no siempre está disponible y suele ser costoso. El trabajo [15] demuestra la robustez del MFC frente a fallas en los actuadores de un cuatri-rotor *Tarot 650 Sport*, cuando se dañan las palas de los 4 actuadores del vehículo.

En [16] se proponen controles híbridos MFC-LQR (Linear Quadratic Regulator) y MFC-NIB (Nonlinear Integral Backstepping), comparándolos con LQR y NIB. El objetivo es probar el desempeño de estos controladores ante una falla parcial en uno de los actuadores del vehículo real *Qball-X4*. Los resultados muestran que los controladores híbridos pueden mantener el vehículo en vuelo, mientras que las estrategias LQR y NIB no tienen éxito. En [17] se propone un control pasivo tolerante a fallas, donde el MFC se prueba en un simulador de avión de ala fija *De Havilland Canadian Beaver DHC2*. Las comparaciones entre el MFC y el PI se realizan en escenarios de falla de diferentes actuadores y con respecto a perturbaciones externas como ráfagas de viento.

Típicamente, en diversas aplicaciones de robótica móvil aérea, los vehículos se configuran para conseguir control en cuatro grados de libertad (4DOF) siendo estos la altura, y los tres ejes de rotación del vehículo (alabeo, cabeceo y guiñada o *roll*, *pitch* y *yaw* por su denominación en inglés). Los dos grados de libertad restantes que normalmente dan la posición del vehículo respecto de una referencia local, suelen controlarse en multirotores mediante maniobras en *pitch* y/o *roll*.

Como ejemplo de esto, pueden mencionarse los vehículos pequeños que utilizan motores pequeños de corriente continua

sin escobillas, apareados con controladores electrónicos de velocidad y usando baterías de litio-polímero de 3 a 6 celdas y de algunos amperios/hora, los cuales pesan unos pocos kilogramos incluyendo sus cargas útiles. De este tipo de vehículos, el más difundido es el cuatri-rotor.

Como se discute en [18], el número mínimo de rotores para lograr tolerancia a fallas en vehículos multirotor es seis de manera tal de no perder la capacidad de controlar el vehículo en los 4DOF mencionados.

Otro vehículo mencionado en la literatura de robótica móvil aérea de pequeños vehículos es el denominado bicóptero (o VTOL bi-rotor [19]). De forma similar a un cuatri-rotor, el bicóptero se controla en los mismos cuatro grados de libertad a través de dos rotores basculantes, configuración que permite a través de 4 acciones de control, controlar altura, *roll*, *pitch* y *yaw*. En este caso las cuatro acciones de control están dadas por los empujes de los dos motores más el ángulo de incidencia de cada uno manejados estos últimos mediante un servomecanismos. Esta configuración usual del bicóptero, no es capaz de tolerar fallas.

Por otra parte, existen en la literatura numerosos casos de estudio de vehículos aéreos de ala fija de tipo VTOL [20], [21]. En la robótica móvil de pequeños vehículos, estos se dividen en los vehículos de tipo *tail-sitter* y los vehículos de tipo *forward flying*. Como su nombre en inglés lo indica, los *tail-sitters* se posan sobre su cola. La dirección de despegue vertical, se vuelve luego la dirección de vuelo hacia adelante cuando realizan la transición a modo de vuelo sustentado por el ala fija. La configuración mínima de actuadores de los *tail-sitters*, incluye dos rotores cada uno de ellos con un servo para controlar el ángulo de incidencia del empuje de estos.

Esta configuración no es capaz de tolerancia a fallas en modo *hovering*, *i.e.* cuando el *tail-sitter* despegue y aterrizaje como si fuera un bicóptero.

De estas consideraciones se desprende la configuración del vehículo propuesto para este trabajo, que tiene dos brazos y puede verse en la Figura 1. En cada brazo se montan dos rotores basculantes los cuales se mueven independientemente.

Los resultados del estudio de esta configuración son susceptibles de ser extrapolados al estudio de tolerancia a fallas en modo *hovering* de un *tail-sitter*. Además de la tolerancia a fallas, otra razón para que un VTOL de ala fija tenga más motores, es aumentar el empuje del vehículo, permitiendo mayores cargas útiles.

Como se ve en la Figura 1, los cuatro rotores están ubicados en una línea, dos por brazo, considerándose a los de los extremos como los rotores principales, y los más cercanos al centro del vehículo como secundarios. También hay en la literatura ejemplos de *tail-sitters* con cuatro rotores dispuestos formando un rectángulo, dos por sobre el ala y dos por debajo. No obstante, se considera que la presente solución al problema de asignación de acciones de control (en inglés *actuator allocation*) con tolerancia a fallas, es lo suficientemente general como para ser aplicada a este caso también.

La arquitectura del vehículo se eligió considerando que los resultados obtenidos podrían extenderse a un vehículo con características híbridas, es decir, despegue y aterrizaje vertical con posibilidad de realizar vuelo sustentado por un ala fija. En este escenario, la técnica LPV se puede aplicar a la fase de transición de vuelo vertical/horizontal, caracterizándola como una dinámica con parámetros variantes. Sin embargo, y como contrapartida, debido a la dificultad de obtener modelos de transición, el MFC podría utilizarse como alternativa de control sin modelo.

Más allá del hecho de que el abordaje tiene potencialmente un vehículo híbrido en mente, no se han considerado en este estudio actuadores adicionales usualmente disponibles en este tipo de vehículos para resolver la tolerancia a fallas en modo *hovering*. Ejemplo de esto último es el uso de los *flaps* de un vehículo híbrido, como deflectores del empuje de los motores en modo *hovering* en el caso de vehículos tipo *tail-sitter* [21].

El trabajo de simulación se realizó utilizando *SimScape Multibody*, una caja de herramientas de Matlab para modelar y simular sistemas multicuerpo en 3D. El artículo está organizado de la siguiente manera, en la sección II se introducirá el modelo UAV, en la sección III se desarrollarán las técnicas de control tolerante a fallas utilizadas en el trabajo. Los resultados se presentarán en la sección IV y finalmente la sección V presenta las conclusiones y trabajos futuros.

II. MODELADO DEL UAV

El UAV utilizado en este trabajo se puede ver en la Figura 1. Este vehículo está compuesto por 4 motores que están montados sobre los brazos del vehículo. Para cada brazo del vehículo, se puede variar el ángulo de incidencia de ambos rotores a través de un servomecanismo simulado. Esto dota al vehículo de 6 señales de acción de control, siendo cuatro empujes y dos ángulos de incidencia. Ubicado en el centro geométrico (CG) del vehículo (en rojo) se encuentra señalada la denominada terna del cuerpo del vehículo $\mathcal{B} = \{X^B, Y^B, Z^B\}$. Los motores se denominan motores derechos R_1, R_2 los cuales giran en el sentido de las agujas del reloj y motores izquierdos L_1, L_2 que giran en el sentido contrario a las agujas del reloj. Para cada rotor, las variables M_i representan los pares de fuerza y las variables F_i representan las fuerzas de empuje generadas por cada motor. Los valores de λ_L y λ_R son los ángulos de rotación de los servomecanismos que cambian la inclinación, lo mismo para los servos que están del mismo lado y finalmente cada motor tiene velocidad angular ω_i .

Los momentos de inercia y la masa del UAV (calculados automáticamente por el software de simulación), se pueden ver en la tabla I:

El modelo tiene como entradas de control las velocidades angulares de los motores ($\omega_{R1}, \omega_{R2}, \omega_{L1}, \omega_{L2}$) y los ángulos (λ_L, λ_R) de los servos, logrando las fuerzas y momentos generados por los actuadores sobre el vehículo, que se detallan a continuación, expresados en la terna del cuerpo \mathcal{B} .

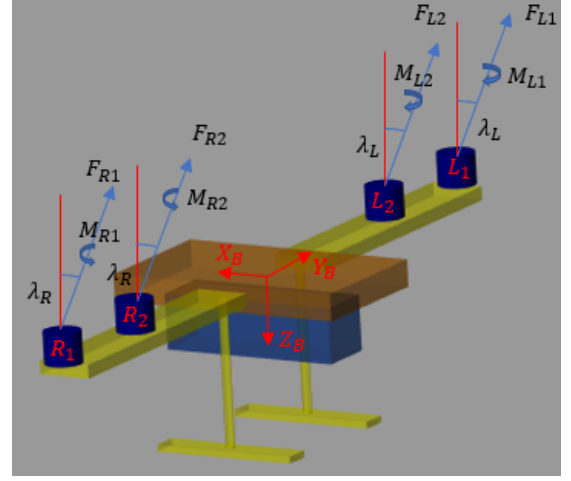


Figura 1. Fuerzas y momentos generados por el UAV.

Tabla I
PARÁMETROS FÍSICOS DEL UAV

m	2,7176 kg
I_{xx}	0,03088 kg.m ²
I_{yy}	0,006318 kg.m ²
I_{zz}	0,03263 kg.m ²

II-A. Fuerzas

Las fuerzas (F_x^B, F_y^B, F_z^B) generadas por los motores en los respectivos ejes X^B, Y^B y Z^B del vehículo, se puede expresar de la siguiente manera:

$$F_x^B = -\sin(\lambda_R).(F_{R1} + F_{R2}) - \sin(\lambda_L).(F_{L1} + F_{L2}) \quad (1)$$

$$F_y^B = 0 \quad (2)$$

$$F_z^B = -\cos(\lambda_R).(F_{R1} + F_{R2}) - \cos(\lambda_L).(F_{L1} + F_{L2}) \quad (3)$$

La relación entre el empuje generado y la velocidad angular de rotación del motor se puede determinar experimentalmente y se describe como $F_i = k_f \cdot \omega_i^2$, donde $k_f > 0$. Esto depende de las características del motor y es un parámetro que se puede identificar en base a ensayos del motor en un banco de pruebas. Incluyendo esta relación en las ecuaciones anteriores:

$$F_x^B = -k_f \cdot \sin(\lambda_R) \cdot (\omega_{R1}^2 + \omega_{R2}^2) - k_f \cdot \sin(\lambda_L) \cdot (\omega_{L1}^2 + \omega_{L2}^2) \quad (4)$$

$$F_y^B = 0 \quad (5)$$

$$F_z^B = -k_f \cdot \cos(\lambda_R) \cdot (\omega_{R1}^2 + \omega_{R2}^2) - k_f \cdot \cos(\lambda_L) \cdot (\omega_{L1}^2 + \omega_{L2}^2) \quad (6)$$

II-B. Momentos

Asimismo, los pares de fuerza generados por los motores se pueden aproximar mediante una relación cuadrática entre la velocidad del motor (ω) y una constante de arrastre $k_t > 0$, es decir, $M_i = k_t \cdot \omega_i^2$. Entonces estos pares de fuerza resultantes ($\tau_x^B, \tau_y^B, \tau_z^B$) son:

$$\begin{aligned} \tau_x^B = & L \cdot k_f \cdot \omega_{R1}^2 \cdot \cos(\lambda_R) + L' \cdot k_f \cdot \omega_{R2}^2 \cdot \cos(\lambda_R) \\ & - L \cdot k_f \cdot \omega_{L1}^2 \cdot \cos(\lambda_L) - L' \cdot k_f \cdot \omega_{L2}^2 \cdot \cos(\lambda_L) \\ & - k_t \cdot \omega_{R1}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_R) - k_t \cdot \omega_{R2}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_R) \\ & + k_t \cdot \omega_{L1}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_L) + k_t \cdot \omega_{L2}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_L) \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \tau_y^B = & h \cdot k_f \cdot \omega_{R1}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_R) + h \cdot k_f \cdot \omega_{R2}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_R) \\ & + h \cdot k_f \cdot \omega_{L1}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_L) + h \cdot k_f \cdot \omega_{L2}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_L) \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \tau_z^B = & -L \cdot k_f \cdot \omega_{R1}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_R) - L' \cdot k_f \cdot \omega_{R2}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_R) \\ & + L \cdot k_f \cdot \omega_{L1}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_L) + L' \cdot k_f \cdot \omega_{L2}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_L) \\ & - k_t \cdot \omega_{R1}^2 \cdot \cos(\lambda_R) - k_t \cdot \omega_{R2}^2 \cdot \cos(\lambda_R) \\ & + k_t \cdot \omega_{L1}^2 \cdot \cos(\lambda_L) + k_t \cdot \omega_{L2}^2 \cdot \cos(\lambda_L) \end{aligned} \quad (9)$$

donde L' es la distancia desde los motores R_2, L_2 al CG y L es la distancia desde los motores R_1, L_1 al GC. La variable h es la distancia entre el eje de rotación del servomotor y el centro geométrico (CG) medida en el eje Z .

II-C. Mixer de Motores

El *mixer* (mezclador) es una relación que mapea el vector de momentos y fuerzas deseadas, $T = [F_z^B, \tau_x^B, \tau_y^B, \tau_z^B]$, calculado por el control de actitud, en valores de velocidad angular ($\omega_{R1}, \omega_{L1}, \omega_{R2}, \omega_{L2}$) y desplazamiento angular (λ_R, λ_L) de los actuadores del vehículo. A partir de las ecuaciones (4)-(9) es posible escribir esta relación de forma matricial, como en la ecuación (10). Esta relación es válida para cuando el vehículo se encuentra en su estado nominal de operación, es decir, sin falla. Una vez que el vehículo falla, esta relación cambia y debe ser compensada por la estrategia de control propuesta.

En caso de falla total ($\omega_i = 0$) de uno o más motores, las columnas de la matriz (10) que multiplican a $\omega_i = 0$, se reemplazan por cero. Al igual que en este trabajo, se conocen previamente el momento y en qué actuadores se presenta la falla, la relación (10) se cambia por el que representa el falla producida.

III. DISEÑO DEL CONTROL

III-A. Sensibilidades Mixtas LTI

Se sintetizó un controlador por el método de sensibilidades mixtas H_∞ [22]:

$$\left\| \begin{array}{c} W_e S \\ W_u K S \end{array} \right\|_\infty \leq \gamma \quad (11)$$

donde $S = (I + GK)^{-1}$ es la función de sensibilidad, K es el controlador a encontrar, G es el modelo nominal de la planta y γ el parámetro de performance del controlador K sintetizado.

Tabla II
PARÁMETROS DE LOS CONTROLADORES LPV

	Roll (L)	Pitch (M)	Yaw (N)
M_s	2	2	2
M_u	10	10	10
ω_b	1000	900	150
ω_{bc}	500	800	150
ϵ	1e-5	1e-4	1e-5
ϵ_1	1e-5	1e-4	1e-5

Las funciones de ponderación W_e y W_u se utilizan con el fin de especificar requerimientos de performance, teniendo la siguiente forma:

$$W_e = \frac{s/M_s + \omega_b}{s + \omega_b \epsilon} \quad (12)$$

$$W_u = \frac{s + \omega_{bc}/M_u}{\epsilon_1 s + \omega_{bc}} \quad (13)$$

Los parámetros $M_s, \omega_b, \omega_{bc}, M_u, \epsilon, \epsilon_1$ son constantes a elegir. A través de las mismas, es posible formular un requerimiento para las curvas de respuesta en frecuencia de magnitud de las funciones de sensibilidad de lazo cerrado $S(s)$ (relacionada con la respuesta transitoria y el error en estado estacionario) y la función de sensibilidad de lazo cerrado $K(s)S(s)$ relacionada con el esfuerzo y ancho de banda de control. Para la síntesis de controladores vía (11), usamos las dinámicas de *roll, pitch* y *yaw* linealizadas alrededor de la operación en *hovering* [23]:

$$\phi(s) = \frac{\tau_x(s)}{I_{xx} s^2} \quad (14)$$

$$\theta(s) = \frac{\tau_y(s)}{I_{yy} s^2} \quad (15)$$

$$\psi(s) = \frac{\tau_z(s)}{I_{zz} s^2} \quad (16)$$

siendo ϕ, θ, ψ los valores de los ángulos de *roll, pitch* y *yaw* del vehículo. Estas dinámicas simplificadas no incluyen el modelado de los actuadores ni efectos aerodinámicos.

III-B. Control LPV

El propósito del control LPV es utilizar una función de peso variable W_e , que modificará la respuesta del controlador para compensar la falla que ha ocurrido. La función de transferencia de peso variable W_e y su realización en el espacio de estados son:

$$W_e = \frac{s/M_s + \rho \cdot \omega_b}{s + \rho \cdot \omega_b \cdot \epsilon} \quad (17)$$

$$W_e = \left[\begin{array}{c|c} -\rho \cdot \omega_b \cdot \epsilon & \omega_b \\ \rho \cdot (1 - \frac{\epsilon}{M_s}) & 1/M_s \end{array} \right] \quad (18)$$

donde $\rho \in [\rho_{min}, \rho_{max}]$ es el parámetro de responsable de ajustar el rendimiento de respuesta del controlador LPV en el momento de una falla. Los parámetros ρ para cada una de las maniobras son: $\rho_{Roll} \in [0,7 \ 1]$, $\rho_{Pitch} \in [0,7 \ 1]$, $\rho_{Yaw} \in [0,7 \ 1]$. Los índices de performance γ para cada uno de los controladores sintetizados por (11) son: $\gamma_{Roll} = 33,62$, $\gamma_{Pitch} = 18,54$ y $\gamma_{Yaw} = 10,97$.

$$\begin{bmatrix} F_z^B \\ \tau_x^B \\ \tau_y^B \\ \tau_z^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & -k_f & -k_f & -k_f & -k_f \\ -k_t & k_t & -k_t & k_t & L.k_f & -L.k_f & L'.k_f & -L'.k_f \\ h.k_f & h.k_f & h.k_f & h.k_f & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -L.k_f & L.k_f & -L'.k_f & L'.k_f & -k_t & k_t & -k_t & k_t \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_{R1}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_R) \\ \omega_{L1}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_L) \\ \omega_{R2}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_R) \\ \omega_{L2}^2 \cdot \text{sen}(\lambda_L) \\ \omega_{R1}^2 \cdot \text{cos}(\lambda_R) \\ \omega_{L1}^2 \cdot \text{cos}(\lambda_L) \\ \omega_{R2}^2 \cdot \text{cos}(\lambda_R) \\ \omega_{L2}^2 \cdot \text{cos}(\lambda_L) \end{bmatrix} \quad (10)$$

Tabla III
PARÁMETROS DE LOS CONTROLADORES MFC

	α	n_F	K_p	K_d
Roll (L)	50	30	5	4
Pitch (M)	3000	30	5	4
Yaw (N)	100	30	5.21	2.20

III-C. Model-Free Control

El controlador MFC se basa en la sustitución de una dinámica SISO desconocida por un modelo ultralocal:

$$y^{(\nu)}(t) = F(t) + \alpha.u(t) \quad (19)$$

donde $\nu \geq 1$ indica el orden de la derivada de y . El término $F(t)$ indica dinámicas no modeladas y perturbaciones externas que actúan sobre el modelo, u es la entrada de control y $\alpha \in \mathbb{R}$ es un parámetro de escala constante no físico, de modo que $y^{(\nu)}$ y $\alpha.u(t)$ tienen la misma magnitud. Los valores de ν y α deben ser elegidos por el diseñador. Aunque 19 se refiere a una dinámica de tipo SISO, se considera que la dinámica de posición y altitud del UAV se puede desacoplar en diferentes dinámicas SISO. Por lo tanto, para cada dinámica por separado y asumiendo $\nu = 2$ (recomendado para dinámicas desconocidas que presentan un comportamiento de segundo orden con baja fricción) [6], se propone un controlador tipo iPD:

$$u(t) = -\frac{\hat{F}(t) - \ddot{y}^*(t) + K_p e(t) + K_d \dot{e}(t)}{\alpha} \quad (20)$$

donde $\hat{F}(t)$ es la estimación de $F(t)$, y^* es la trayectoria de referencia, $e = y - y^*$ la señal de error, las constantes K_p y K_d son las ganancias proporcionales y derivadas del controlador iPD. Sustituyendo la ecuación (20) en (19):

$$\ddot{y} - \ddot{y}^*(t) = F(t) - \hat{F}(t) - K_p e(t) - K_d \dot{e}(t) \quad (21)$$

Si $F(t) - \hat{F}(t) \approx 0$, es posible obtener una dinámica en función del error:

$$\ddot{e}(t) + K_p e(t) + K_d \dot{e}(t) = 0 \quad (22)$$

Los valores de K_p y K_d deben elegirse de manera que $\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = 0$. Los valores de ajuste para los controladores utilizados en el UAV se encuentran en la tabla III.

III-D. Estimación de $\hat{F}(t)$

El término de estimación $\hat{F}(t)$ se obtiene aplicando la transformada de Laplace a (19):

$$s^2 Y(s) - sy(0) - \dot{y}(0) = \frac{F}{s} + \alpha.U(s) \quad (23)$$

Para eliminar las condiciones iniciales $y(0)$ y $\dot{y}(0)$ diferenciamos (23) dos veces con respecto a la variable compleja s :

$$2Y(s) + 4s \frac{dY(s)}{ds} + s^2 \frac{d^2 Y(s)}{ds^2} = \frac{2F}{s^3} + \alpha \frac{d^2 U(s)}{ds^2} \quad (24)$$

Para atenuar el ruido introducido por la derivada s^2 multiplicamos la ecuación por s^{-3} :

$$\frac{2Y(s)}{s^3} + \frac{4}{s^2} \frac{dY(s)}{ds} + \frac{1}{s} \frac{d^2 Y(s)}{ds^2} = \frac{2F}{s^6} + \frac{\alpha}{s^3} \frac{d^2 U(s)}{ds^2} \quad (25)$$

Utilizando las fórmulas de *Cauchy* se vuelve al dominio temporal:

$$\hat{F}(t) = \frac{5!}{2T^5} \int_{t-T}^T \left[\left((T-\sigma)^2 - 4\sigma(T-\sigma) + \sigma^2 \right) y(\sigma) - \left(\frac{\alpha\sigma^2}{2} (T-\sigma)^2 \right) u(\sigma) \right] d\sigma \quad (26)$$

siendo $[t-T, T]$ es la ventana de estimación. Se puede definir $T = n_F.T_s$, donde T_s es el periodo de muestreo y n_F el numero de muestras utilizados en la ventana de estimación. Es importante aclarar que valores más bajos de T dan como resultado mejores estimaciones de la dinámica local del modelo desconocido, pero valores más altos de T mejoran la atenuación al ruido de los sensores o el rechazo de perturbaciones de entrada como podrían ser ráfagas de viento. Para obtener el valor de $\hat{F}(t)$ se utilizó el método de integración numérica de Simpson 3/8 [24], donde $T_s = 1ms$ y $n_F = 30$.

IV. RESULTADOS

En esta sección se analizarán la falla en uno solo rotor L_1 y una falla combinada en los rotores L_1 y R_2 . Las fallas ocurren exactamente en $t = 30s$. Para el control de posición en los ejes X , Y y Z se utiliza un PID con las ganancias $K_p = 0,0366$, $K_i = 0,8452e - 3$, $K_d = 0,1949$. Estos parámetros son los mismos para los controles de actitud de MFC y LPV. Tras la ocurrencia de la falla, se introducirán referencias de posición en X e Y , con el objetivo de mostrar el comportamiento del

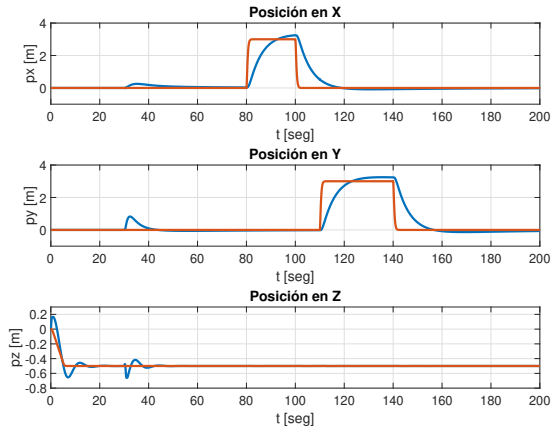


Figura 2. Posición en X, Y y Z - Falla en L1 - LPV.

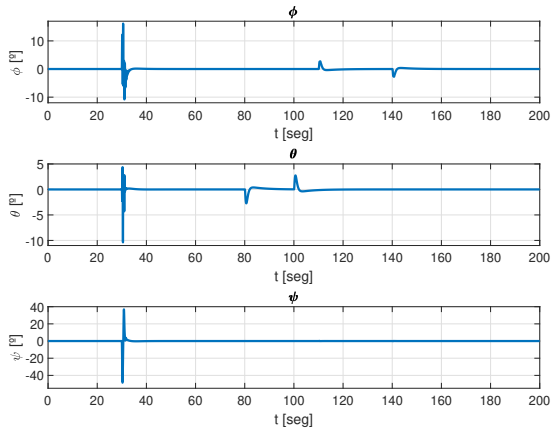


Figura 3. Ángulos de Roll, Pitch e Yaw - Falla en L1 - LPV.

vehículo en las maniobras de *roll* y *pitch*. Las referencias se filtran con la siguiente función:

$$H(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (27)$$

Con $\omega_n = 4$ y $\zeta = 1$. El filtrado de estas referencias es importante porque pueden surgir discontinuidades o se pueden obtener valores de gran amplitud para el valor de la segunda derivada (\ddot{y}^*) presente en la ley de control MFC (20).

IV-A. Falla completa en el rotor L1

Las figuras 2 y 3 muestran las coordenadas de posición y los ángulos de *Euler* del vehículo con falla de rotor L1 con el controlador LPV. Las figuras 4 y 5 muestran las coordenadas de posición y los ángulos de *Euler* con el controlador MFC.

Los resultados demuestran que en términos de respuesta dinámica en X e Y ambos controladores tienen prácticamente el mismo comportamiento. Las mayores diferencias son con respecto a los ángulos de *Euler*. El MFC presenta un comportamiento más oscilatorio en comparación con el control LPV.

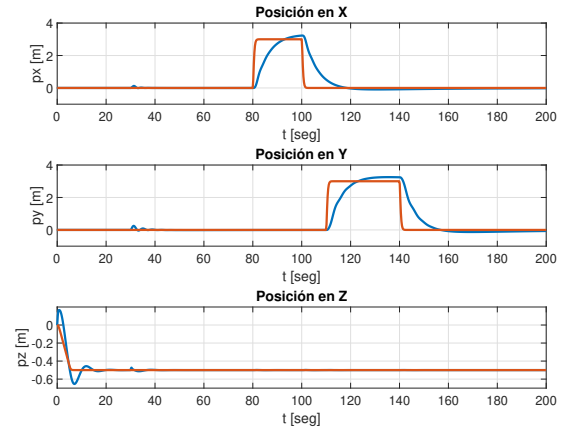


Figura 4. Posición en X, Y y Z - Falla en L1 - MFC.

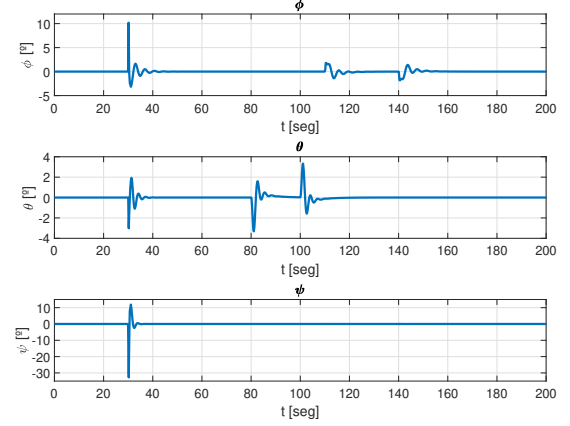


Figura 5. Ángulos de Roll, Pitch e Yaw - Falla en L1 - MFC.

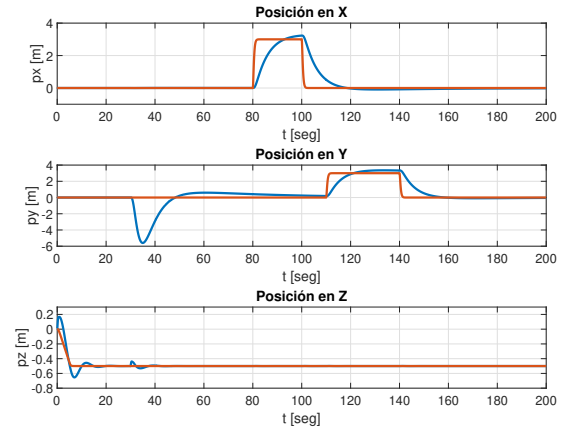


Figura 6. Posición en X, Y e Z - Falla en L1 y R2 - LPV.

IV-B. Falla completa en los rotores L1 y R2

Las figuras 6 y 7 muestran las coordenadas de posición y ángulos de *roll*, *pitch* y *yaw* en caso de fallas de motor L1 y R2, utilizando el control LPV.

En las figuras 8 y 9 se muestran las posiciones X, Y y Z y los ángulos de *roll*, *pitch* y *yaw* en el caso de fallas en los

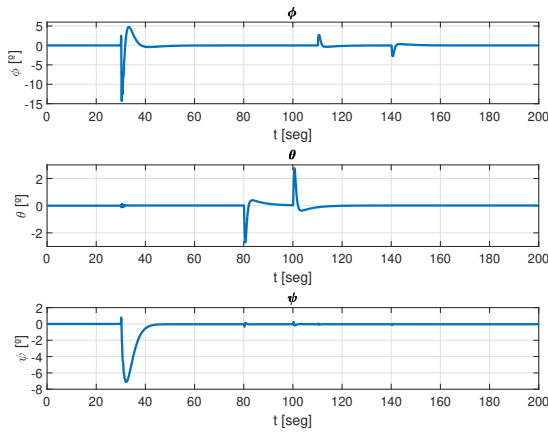


Figura 7. Ángulos de Roll, Pitch e Yaw - Falla en L1 y R2 - LPV.

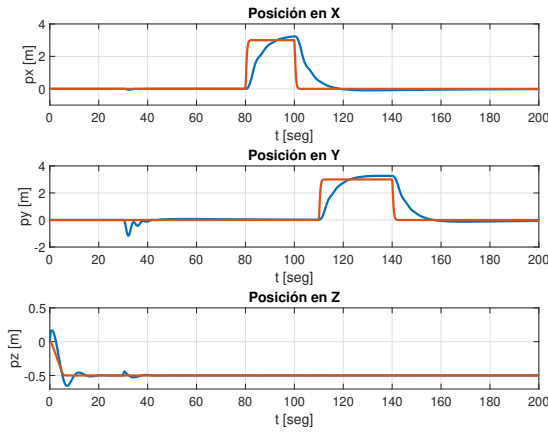


Figura 8. Posición en X, Y e Z - Falla en L1 y R2 - MFC.

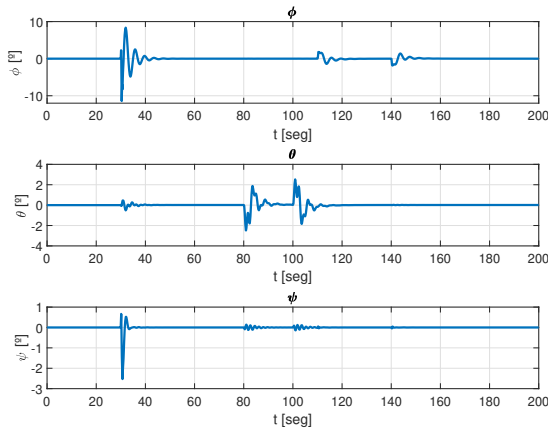


Figura 9. Ángulos de Roll, Pitch e Yaw - Falla en L1 y R2 - MFC.

motores L1 y R2, utilizando el control MFC.

De acuerdo a las figuras 6 y 8 es posible notar que al momento de la falla en $t = 30s$ la respuesta en la posición X para el control LPV tiene una amplitud mayor a la obtenida con el control MFC. La respuesta en *roll*, *pitch* y *yaw* continúa mostrando un comportamiento más oscilatorio que

los presentados por el controlador LPV.

V. CONCLUSIONES

En este trabajo se propuso una comparación entre un control LPV y un MFC, para el control de altitud un cuatri-rotor de dos brazos, dada la ocurrencia de fallas completas en los actuadores. Las dos estrategias fueron capaces de adaptarse a diferentes tipos de fallas introducidas en los rotores. El controlador MFC presentó más respuestas oscilatorias en las maniobras *roll*, *pitch* y *yaw*.

Puede decirse que ambos abordajes mostraron ventajas y desventajas en lo referido a facilidad de diseño, sintonía de los controles. En lo relacionado al enfoque MFC, resulta muy atractivo el hecho de que esta línea prescinde del modelo a través de una técnica de estimación sin modelo. Esto es potencialmente muy ventajoso para ser extendido aun vehículo híbrido con ala fija, ya que el modelado de la transición de *hovering* a *forward flying* es potencialmente costoso y difícil de obtener, siendo el MFC candidato a tener éxito en esto. Algunos aspectos de la sensibilidad del método al ruido de sensores para la sintonía del estimador serán estudiados en mayor profundidad. No obstante, es destacable que las simulaciones del MFC mostraron una respuesta adecuada adaptando el control a las situaciones de falla.

En cuanto al control LPV, conserva el atractivo de la herencia provista por el control lineal en aplicaciones aeronáuticas, conservándose nociones tradicionales de respuesta en frecuencia y ancho de banda. Históricamente, la técnica ha mostrado ciertas dificultades numéricas en la síntesis de los controles que usual aunque arduamente, se resuelven. También conserva esta técnica una herencia bien asentada en lo que respecta a la implementación digital de las leyes de control aunque este último aspecto va más allá de lo estudiado en el presente trabajo.

Este estudio no arroja un claro ganador entre estos dos abordajes, quedando campo para ulteriores estudios por hacerse en el futuro.

El trabajo futuro debe combinarse también con los algoritmos de detección y aislamiento de fallas, utilizando técnicas de inteligencia artificial o un banco de observadores.

AGRADECIMIENTOS

Este documento es el resultado del proyecto de investigación financiado por el Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas (CONICET).

REFERENCIAS

- [1] J. Vincent. (2021) Alphabet's drone delivery service wing hits 100,000 deliveries milestone. [Online]. Available: <https://www.theverge.com/2021/8/25/22640833/drone-delivery-google-alphabet-wing-milestone>
- [2] E. air mobility. [Online]. Available: <https://eveairmobility.com/>
- [3] G. J. Ducard, *Fault-tolerant flight control and guidance systems: Practical methods for small unmanned aerial vehicles*. Springer Science & Business Media, 2009.
- [4] C. Briat, "Linear parameter-varying and time-delay systems," *Analysis, observation, filtering & control*, vol. 3, pp. 5–7, 2014.
- [5] M. Fliess and C. Join, "Model-free control," *International Journal of Control*, vol. 86, no. 12, pp. 2228–2252, 2013.

- [6] J. M. Olszanecki Barth, "Model-free control algorithms for tail-sitter micro air vehicles," Ph.D. dissertation, Toulouse, ISAE, 2020.
- [7] M. Fliess and C. Join, "An alternative to proportional-integral and proportional-integral-derivative regulators: Intelligent proportional-derivative regulators," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2021.
- [8] B. Xian and W. Hao, "Nonlinear robust fault-tolerant control of the tilt trirotor uav under rear servo's stuck fault: Theory and experiments," *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, vol. 15, no. 4, pp. 2158–2166, 2019.
- [9] C. Pose, J. Giribet, and I. Mas, "Fault tolerance analysis of a hexarotor with reconfigurable tilted rotors," in *2020 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. IEEE, 2020, pp. 9359–9365.
- [10] K. P. B. Chandra, H. Alwi, and C. Edwards, "Fault reconstruction for a quadrotor using an lpv sliding mode observer1," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 48, no. 21, pp. 374–379, 2015.
- [11] B. Vanek, T. Péni, Z. Szabó, and J. Bokor, "Fault tolerant lpv control of the gtm uav with dynamic control allocation," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2014, p. 1148.
- [12] D. Rotondo, F. Nejjari, A. Torren, and V. Puig, "Fault tolerant control design for polytopic uncertain lpv systems: Application to a quadrotor," in *2013 Conference on Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol)*. IEEE, 2013, pp. 643–648.
- [13] H. Alwi and C. Edwards, "Fault tolerant control of an octorotor using lpv based sliding mode control allocation," in *2013 American Control Conference*. IEEE, 2013, pp. 6505–6510.
- [14] F.-R. Lopez-Estrada, J.-C. Ponsart, D. Theilliol, C. Astorga-Zaragoza, and Y. Zhang, "Robust sensor fault diagnosis and tracking controller for a uav modelled as lpv system," in *2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. IEEE, 2014, pp. 1311–1316.
- [15] M. Cloutre, M. Thitsa, M. Fliess, and C. Join, "A robust but easily implementable remote control for quadrotors: Experimental acrobatic flight tests," *arXiv preprint arXiv:2008.00681*, 2020.
- [16] Y. A. Younes, A. Drak, H. Noura, A. Rabhi, and A. E. Hajjaji, "Robust model-free control applied to a quadrotor uav," *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 84, no. 1, pp. 37–52, 2016.
- [17] A. Srour, H. Noura, and D. Theilliol, "Passive fault-tolerant control of a fixed-wing uav based on model-free control," in *2021 5th International Conference on Control and Fault-Tolerant Systems (SysTol)*. IEEE, 2021, pp. 109–114.
- [18] J. I. Giribet, R. S. Sanchez-Pena, and A. S. Ghersin, "Analysis and design of a tilted rotor hexacopter for fault tolerance," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 52, no. 4, pp. 1555–1567, 2016.
- [19] S. Darvishpoor, J. Roshanian, A. Raissi, and M. Hassanalian, "Configurations, flight mechanisms, and applications of unmanned aerial systems: A review," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 121, p. 100694, 2020.
- [20] B. Yuksek, N. K. Ure, F. Caliskan, and G. Inalhan, "Fault tolerant heading control system design for turac unmanned aerial vehicle," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol. 39, no. 3, pp. 267–276, 2017.
- [21] S. Fuhrer, S. Verling, T. Stastny, and R. Siegart, "Fault-tolerant flight control of a vtol tailsitter uav," in *2019 International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. IEEE, 2019, pp. 4134–4140.
- [22] R. Sánchez-Peña and M. Sznaier, *Robust Systems Theory and Applications*. Wiley, 1998.
- [23] A. Ghersin, J. Giribet, J. Luiso, and A. Tournour, "Control robusto h-infinito para la velocidad de desplazamiento de un uav en base a estimación de flujo óptico," *Revista Iberoamericana de Automática e Informática industrial*, vol. 18, no. 3, pp. 242–253, 2021.
- [24] P. Polack, S. Delprat, and B. d'Andréa Novel, "Brake and velocity model-free control on an actual vehicle," *Control Engineering Practice*, vol. 92, p. 104072, 2019.