

## Diagnosticador de Fallos Basado en Redes de Petri y LabVIEW para Evaluar el Estado de un UAV

Trigos, Miguel\*; Barrientos, Antonio\* Del Cerro, Jaime\* y Cancar, Leandro\*

*\*Centro de Automática y Robótica, UPM-CSIC, Madrid, España,  
c/ José Gutiérrez Abascal, 2. 28006 - Madrid. Tel: +34 91 336 30 60*

*(e-mail: [matrigos@industriales.upm.es](mailto:matrigos@industriales.upm.es), [antonio.barrientos@upm.es](mailto:antonio.barrientos@upm.es), [j.cerro@upm.es](mailto:j.cerro@upm.es))*

*\*\*Facultad de Ingeniería Mecatrónica, Universidad Santo Tomás, Bucaramanga, Colombia*

---

**Resumen:** Se presenta un Diagnosticador de Fallos diseñado utilizando Redes de Petri e implementado en LabVIEW, el cual cumple la función de monitorizar una aeronave no tripulada UAV (Vario Benzin Trainer) y presentar al piloto variables de la aeronave, con el fin de establecer la salud del vehículo, evitando daños de gran envergadura. El diagnosticador o Red de Petri Diagnosticadora (RdPD) es el resultado de la implementación de un algoritmo de diagnóstico de fallos, que a partir del modelo individual de cada componente de la aeronave distribuida en subsistemas, se representa el funcionamiento normal y de fallo en un solo esquema. Es capaz de identificar que componente falla y su repercusión en la misión, es decir, si se debe abortar o no la misión. También se presenta el Sistema de Adquisición de datos diseñado y construido para esta investigación, con instrumentación embarcada en el UAV y en la estación de control, conectados por Radio Frecuencia, con el objetivo de suministrar los datos a la RdPD. Se presentan los resultados de las pruebas de cinco vuelos de comportamiento normal y de fallo reales y que validan el aporte de la herramienta de Diagnóstico de Fallos a la prevención de accidentes en UAV's.

*Palabras claves:* Diagnóstico de Fallos, Redes de Petri, LabVIEW, UAV, DAQ, Sistemas Híbridos

---

### 1. INTRODUCCIÓN

La operación confiable y segura de los sistemas técnicos es de gran importancia para la protección de las vidas humanas, la salud, el ambiente y las inversiones económicas. La temprana detección de fallos es crítica para evitar una degradación del comportamiento, daño de la maquinaria o vidas humanas. El Diagnóstico preciso ayuda a tomar decisiones correctas en acciones de emergencia y reparación.

Todos los sistemas deben tener inmerso una aplicación de Diagnóstico de Fallos, se ha podido desarrollar una metodología de DF que inicialmente se desarrolló para Sistemas de Eventos Discretos (SED's). Como todos los sistemas en la realidad son Híbridos, se hizo necesario migrar la metodología

diseñada para utilizarla en sistemas Híbridos. La herramienta utilizada en la construcción del modelo y diagnosticador son las Redes de Petri (RdP), la cual soluciona las limitaciones de explosión combinatorial de las Maquinas de Estado Finitas (MEF).

El algoritmo de DF aquí presentado, se inicia con la construcción del modelo de RdP de cada uno de los componentes del sistema, los cuales deben integrar su funcionamiento normal y de fallo. Después se realiza un modelo de integración general del sistema que sirve de referente para la construcción del diagnosticador, quien se encarga de la supervisión online del sistema y cumple la función de informar al operador de la presencia de un fallo. El proceso de construcción es sencillo y robusto, su principal ventaja es la detección simultánea de fallos, al igual

que su flexibilidad a la hora de expandir su aplicación a otros componentes del sistema.

En el capítulo 2 se presenta el estado del arte del diagnóstico de fallos de UAV's. Basados en la utilización de las Redes de Petri, en la sección 3 se hace el desarrollo del algoritmo para la construcción del diagnosticador de fallos aplicado al UAV. Posteriormente, se presentan en la sección 4, los resultados de las pruebas ejecutados en cinco vuelos reales que enmarcan el comportamiento normal y de fallo de la aeronave. Por último, en la sección 6 se dan a conocer las conclusiones de esta investigación del DF en el campo de los UAV's, que es una excelente plataforma de aplicación de la herramienta.

## 2. ESTADO DEL ARTE DE DIAGNÓSTICO DE FALLOS

En el diagnóstico de fallos de SED's se conocen desarrollos implementados por medio de Lenguajes Regulares, Grafos de Estado, Máquinas de Estado Finito (MEF's) y las más utilizadas, las Redes de Petri (RdP). Incluso, existen trabajos donde mezclan los beneficios de MEF's y RdP.

La base de los trabajos que se citan a continuación está realizado en MEF's (Sampath et al., 1995) y por (Giua & Seatzu, 2005), estos investigadores tienen en sus desarrollos el modelo construido con RdP y 1 MEF's. También, (Ramírez et al., 2007), realiza su modelo con RdP Interpretadas. Por último está la investigación de (Genc & Lafortune, 2006), en él realiza diagnóstico de fallos utilizando RdP con lugares limitados. En Diagnóstico de Fallos de Sistemas Híbridos, se puede destacar el trabajo citado por (Zhao et al., 2005).

En el área de diagnóstico de fallos de UAS, (Hayhurst et al., 2006), destaca los peligros que puede representar una aeronave no tripulada. Desde el punto de vista del diagnóstico de fallos, la investigación (Mancini et al., 2007) está enfocada en evaluar los fallos en el hardware ubicado en la aeronave (Bateman et al., 2008) (sensores y actuadores). Por otro lado, hay investigaciones que sus esfuerzos se enfocan en identificar fallos y buscar una reconfiguración en el sistema de control (Bateman et al., 2007). La mayoría de las técnicas utilizadas están basadas en estimación de parámetros (Samar et al., 2006), redes neuronales (Qi et al., 2007) y en algunos casos aplican redundancia (Bateman et al., 2008).

## 3. ALGORITMO PARA LA CONSTRUCCIÓN DEL DIAGNOSTICADOR DE FALLOS DEL UAV

Una descripción del uso de RdP como herramienta de modelado puede encontrarse en el trabajo previo (Trigos y García, 2008), donde el algoritmo se aplica a un SED's. A partir de entonces, se presenta una extensión del algoritmo para el diagnóstico de fallos híbridos, incluida la habilidad de diagnóstico de fallos intermitentes (Trigos et al., 2009), Donde se puede ver la fundamentación teórica del algoritmo.

El UAV elegido es un Helicóptero de Radio Control (HC) Vario. El rotor principal está controlado por cuatro servomotores que se encargan de orientar las palas, el rotor de cola dispone de dos pequeñas palas que pueden modificar su ángulo de ataque mediante un servo. El helicóptero cuenta con dispositivos adicionales, que también son críticos para preservar su controlabilidad, tales como: Sensores (GPS, unidad de referencia de actitud conocida como AHRS, giróscopo de cola, nivel de combustible y tensión de las baterías), controladores (velocidad del motor y Angulo de giro), dispositivos de comunicación y estación de control terrestre.

A continuación vamos a proceder a aplicar el algoritmo de DF al HC, es un proceso sistemático y que busca determinar las condiciones de la aeronave en una misión, el diagnosticador estará evaluando el comportamiento y será el piloto en la estación en tierra, quien determina si debe abortar la misión. Supuestos: El Helicóptero debe ser encendido manualmente, se asume que ningún fallo puede ocurrir en los controladores y en el sistema de comunicaciones. Sea  $R$  La RdP que representa el modelo del sistema a diagnosticar. El conjunto de transiciones  $T$  de la RdP se clasifican en observables  $T_o$  y no observables  $T_{uo}$ , donde las  $T_o$  están compuestas de transiciones de control  $T_C$  y transiciones de lecturas sensoriales  $T_S$ ,  $T_o = T_C \cup T_S$ . Considerando que las transiciones de fallos  $T_f$  son siempre no observables,  $T_f \subseteq T_{uo}$ ,  $T_f$  pueden ser consideradas como subconjuntos diferentes de fallos en el proceso, de esta manera pueden expresarse  $T_f = T_{f1} \cup T_{f2} \cup \dots \cup T_{fN}$ , donde  $N$  es el número de componentes que componen el sistema.

**Paso 1. Clasificación de subsistemas en el helicóptero.** El helicóptero está compuesto de tres subsistemas principales: el motor, representado como  $H_1$ , el rotor principal controlado por la orientación del plato  $H_2$  y finalmente el rotor de cola  $H_3$ .

**Paso 2. Construcción del modelo de RdP de cada componente del subsistema.** El subsistema del motor  $H_1$  está compuesto del controlador  $H_1^1$  y el servomotor encargado de controlar el acelerador  $H_1^2$ . Las variables medidas son: el flujo de combustible

( $F$ ), la temperatura del motor ( $T$ ), Las revoluciones por minuto del motor ( $RPM$ ) y la corriente de consumo del servomotor ( $I1$ ) encargado del control de combustible. Las fallas a diagnosticar son Fallo del calentamiento del motor ( $FCM$ ), Fallo de fuga de gasolina en el tanque de combustible ( $FNM$ ) y fallo de atascamiento del servo ( $FAS1$ ).

El subsistema del motor, ( $C1$ ) es el estado de reposo del controlador, cuando recibe una orden ( $AS1$ ) por parte del piloto, el controlador cambia a otro estado ( $C2$ ). Una vez el controlador está en ( $C2$ ) y recibe un nuevo comando ( $AS2$ ), vuelve al lugar ( $C1$ ). El modelo de RdP del servo comienza desde el lugar de reposo ( $ANS1$ ), cuando se recibe una orden del controlador ( $AS1$ ), se tiene que mover al lugar de acción requerido ( $ARS1$ ), (ver Fig. 2).

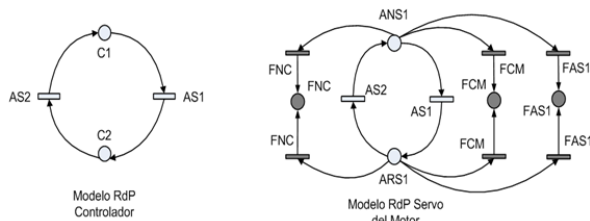


Fig 2. Modelo RdP de los Componentes del Subsistema del Motor

**El subsistema del rotor principal  $H_2$**  está compuesto de cuatro Servos y un controlador de orientación (en sistemas autónomos). El modelo del controlador se mueve de un estado de posición de reposo ( $C3$ ) a una posición esperada ( $C4$ ). El modelo considera que cuando los servos están en posición de reposo ( $ANS2$ ) y se requiere un cambio de estado ( $AS3$ ), la posición ( $ARS2$ ) es alcanzada. El fallo a diagnosticar es atascamiento de los servos:  $FAS2, FAS3, FAS4$  y  $FAS5$ , que es evaluado midiendo la corriente del servo. Las variables correspondientes son la corriente de los cuatro servos  $I2, I3, I4, I5$ . También se diagnostica el fallo Mecánico ( $FM$ ) (cualquier desperfecto en el chasis), para ello se debe medir las variables de Angulo Roll ( $RI$ ) y Pitch ( $Pt$ ) (Inferiores a  $45^\circ$ ) de la aeronave y las Vibraciones del HC (Inferiores a 2.5G).

**El subsistema del rotor de cola  $H_3$**  compuesto por el servo que controla el ángulo de ataque de las palas de cola y el controlador. El modelo del controlador está definido por un estado de reposo ( $C5$ ), cuando el controlador recibe una nueva referencia de posición ( $AS5$ ), se requieren nuevos ángulos de ataque en las palas de cola, haciendo que el controlador se mueva a ( $C6$ ). El servo de rotor de cola se representa también por un estado de reposo ( $ASN6$ ) y la orden

recibida del controlador ( $AS5, AS6$ ) lo cambia de estado ( $ASR6$ ). El fallo a diagnosticar es atascamiento del servo ( $FAS6$ ). La variable a ser medida es la corriente que consume el servo  $I6$  y el ángulo Yaw ( $Yw$ ) de la aeronave

**Paso 3. Construcción del Modelo General RdP para cada Subsistema.** En este nuevo modelo, Se ha realizado la unión de los lugares (estados) normales. En el modelo general RdP del subsistema del motor, han sido consideradas dos nuevos lugares ( $P0, P1$ ). Los lugares normales del controlador  $C1$  y la acción actual del servo  $ANS1$  están integrados sincrónicamente en  $P0$ . Por otro lado,  $P1$  integra los lugares del controlador  $C2$  y la acción requerida del servo  $ARS2$  como se muestra en la Fig. 3.

En el modelo general de RdP del subsistema del rotor principal, han sido añadidos dos nuevos lugares ( $P2, P3$ ). En  $P2$  la operación normal del controlador  $C3$  se integra con la posición actual de todos los servos ( $ANS2, ANS3, ANS4, ANS5$ ), en  $P3$  se integra la operación normal del controlador y la posición de todos los servos esperados. También, para el modelo general de RdP del subsistema de rotor de cola, existen dos nuevos lugares ( $P4, P5$ ). En  $P4$  se integra la operación normal del controlador  $C5$  y la posición actual del servo ( $ANS6$ ).  $P5$  integra la operación normal del controlador  $C6$  y la posición requerida del servo ( $ARS6$ ).

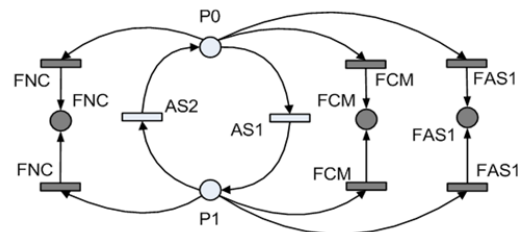


Fig 3. Modelo RdP General del Subsistema del Motor

**Paso 4. Construcción del Modelo de RdP Refinado para cada Subsistema.** El conjunto  $S$  de sensores del sistema para el motor puede denotarse como:  $S1 = \{F, T, RPM, I1\}$ , Para el rotor principal  $S2 = \{I2, I3, I4, I5\}$  y el rotor de cola  $S3 = \{I6\}$ . El conjunto  $Y$  está compuesto por las salidas de sensor: cuatro sensores para el subsistema del motor  $|Y1| = 2^S = 16$ . El subsistema del rotor principal tiene cuatro sensores  $|Y2| = I6$  y, finalmente, el subsistema de rotor de cola tiene un sensor  $|Y3| = 2$ . La salida de los sensores son entradas a la tabla de integración de sensores.

Salidas de la tabla de integración. Debe añadirse una salida a la tabla de integración de sensores por cada

lugar del subsistema. La salida contiene la representación de las lecturas sensoriales del subsistema en un estado de operación normal. De esta manera, se añaden dos salidas para el subsistema del motor ( $P0, P1$ ). El lugar  $P0$  representa las condiciones normales de operación. Las lecturas de los sensores deben configurarse de la siguiente manera:

- $F$  Representa que el combustible en el tanque está por encima del umbral de 100 ml. En caso contrario el valor del flujo es  $\bar{F}$ .
- $T$  Representa que la temperatura está por debajo del nivel de riesgo de calentamiento  $90^\circ\text{C}$ . Por el contrario  $\bar{T}$ .
- $RPM$  superior al valor mínimo que permite volar al helicóptero (1100 rpm). Por el contrario  $\bar{RPM}$ .
- $I$  Representa la corriente del servo del acelerador del motor, que debe estar en un valor positivo inferior a 800mA (estancamiento del Servo). Por el contrario  $\bar{I}$ .

Durante las condiciones de operación normal, en el lugar  $P1$  las lecturas de los sensores deben estar en:  $F$ , a  $T$ ,  $RPM$   $I$ , ver tabla 1.

Tabla 1. Tabla de Integración de Sensores del Motor

Integration Sensor Table - Motor											
Sensorial Readings		$P0(F, T, RPM, I)$				$P1(F, T, RPM, I)$					
$F$	$T$	$RPM$	$I$	$FNC$	$N$	$FAS1$	$N$	$FNC$	$N$	$FAS1$	$N$
$\bar{F}$	$\bar{T}$	$\bar{RPM}$	$\bar{I}$	$FNC$	$N$	$FAS1$	$FAS1$	$FNC$	$N$	$FAS1$	$FAS1$
$F$	$\bar{T}$	$RPM$	$\bar{I}$	$FNC$	$N$	$N$	$N$	$FNC$	$N$	$N$	$N$
$\bar{F}$	$T$	$RPM$	$I$	$FNC$	$N$	$N$	$FAS1$	$FNC$	$N$	$N$	$FAS1$
$F$	$T$	$RPM$	$\bar{I}$	$FNC$	$FCM$	$FAS1$	$N$	$FNC$	$FCM$	$FAS1$	$N$
$\bar{F}$	$\bar{T}$	$\bar{RPM}$	$\bar{I}$	$FNC$	$FCM$	$FAS1$	$FAS1$	$FNC$	$FCM$	$FAS1$	$FAS1$
$\bar{F}$	$T$	$RPM$	$\bar{I}$	$FNC$	$FCM$	$N$	$N$	$FNC$	$FCM$	$N$	$N$
$F$	$\bar{T}$	$RPM$	$I$	$FNC$	$FCM$	$N$	$FAS1$	$FNC$	$FCM$	$N$	$FAS1$
$\bar{F}$	$T$	$\bar{RPM}$	$\bar{I}$	$N$	$N$	$FAS1$	$N$	$N$	$N$	$FAS1$	$N$
$F$	$\bar{T}$	$RPM$	$\bar{I}$	$N$	$N$	$N$	$FAS1$	$N$	$N$	$N$	$FAS1$
$\bar{F}$	$T$	$RPM$	$I$	$N$	$N$	$N$	$N$	$N$	$N$	$N$	$N$
$F$	$\bar{T}$	$RPM$	$\bar{I}$	$N$	$N$	$N$	$FAS1$	$N$	$N$	$N$	$FAS1$
$\bar{F}$	$T$	$\bar{RPM}$	$\bar{I}$	$N$	$FCM$	$FAS1$	$N$	$N$	$FCM$	$FAS1$	$N$
$F$	$\bar{T}$	$RPM$	$I$	$N$	$FCM$	$FAS1$	$FAS1$	$N$	$FCM$	$FAS1$	$FAS1$
$\bar{F}$	$T$	$RPM$	$\bar{I}$	$N$	$FCM$	$N$	$N$	$N$	$FCM$	$N$	$N$
$F$	$\bar{T}$	$RPM$	$I$	$N$	$FCM$	$N$	$N$	$N$	$FCM$	$N$	$N$

Subsistema del rotor principal. Se incluyen dos lugares a la tabla.  $P2$  representa la corriente de los servos  $I2, I3, I4, I5$ . El lugar  $P3$  representa los mismos valores que en un lugar  $P2$ . Subsistema de Rotor de Cola. Los lugares  $P4$  y  $P5$  son agregados, en ambos lugares. En la tabla de integración sensores, se requiere la creación el cruce de lecturas sensoriales, con el objetivo de identificar cuándo la lectura del sensor es normal  $N$ , de fallo  $F$  o cuándo es una lectura que no nos proporciona información útil  $X$ . Después, los lugares de fallo que no son alcanzables deben ser eliminados y algunas transiciones de fallo  $T_f$  deben ser sustituidas por las

lecturas sensoriales  $T_s$ .

Para el subsistema del motor, la transición de fallo de nivel de combustible  $FNC$  se sustituye por la lectura del sensor de bajo combustible  $\bar{F}$ . La transición de fallo de calentamiento del motor  $FCM$  es remplazada por la lectura del sensor de alta temperatura  $T$  y, finalmente, la transición de fallo de atascamiento del servo de combustible es remplazada por dos lecturas sensoriales  $RPM$  y corriente del servo de combustible  $I1$ . Ver Fig. 4.

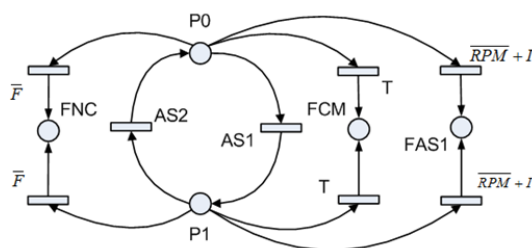


Fig 4. Modelo RdP Refinado del Subsistema del Motor.

En el subsistema del Rotor principal, las lecturas  $I2, I3, I4, I5$ , el ángulo  $Rl, Pt$  y la gravedad  $G$ , se utilizan para remplazar las transiciones  $FAS2, FAS3, FAS4, FAS5$ , y  $FM$ , finalmente, en el subsistema del rotor de cola, la  $FAS6$  es reemplazada por  $I6$  y  $Pt$ .

**Paso 5. Construcción del Diagnosticador.** Los modelos de RdP refinados de cada subsistema se integran en la RdP diagnosticadora, el cual es responsable del monitoreo de todo el sistema híbrido. Las etiquetas normales  $\Delta N$  y de fallo  $\Delta F$  se definen de la siguiente manera:

$$\Delta N = \{P0, P1, P2, P3, P4, P5\} \quad (1)$$

$$\Delta F = \{FNC, FCM, FAS1, FAS2, FAS3, FAS4, FAS5, FAS6\}$$

El diagnosticador posee 9 ramas de fallo. Se agrega un lugar de inicio  $P_o$ , una transición de inicio  $T_o$  y la transición de fin de ciclo  $T_{end}$ . Posteriormente deben añadirse las ramas normales  $R_N$  definidas en cada modelo de RdP refinado. Después, deben agregarse las ramas de fallo  $R_F$  de cada subsistema. Con el fin de completar cada rama del subsistema, la transición de recuperación  $T_R$  debe ser agregada. Finalmente, para cada subsistema, la transición de fin de ciclo  $T_{end}$  y la dinámica temporal para el diagnóstico de fallos intermitentes deben ser adjuntadas. El esquema de la RdP diagnosticadora puede observarse en la figura 5.

## 5. PRUEBAS EN UNA APLICACIÓN REAL (UAV). ANÁLISIS DE RESULTADOS

El sistema de Adquisición de datos construido para capturar la información en vuelo y enviarla a la estación de control se puede ver en (Trigos et al., 2010). El primer objetivo alcanzado fue el de definir umbrales de funcionamiento normal y de fallo de la aeronave, que se resumen en la tabla 2.

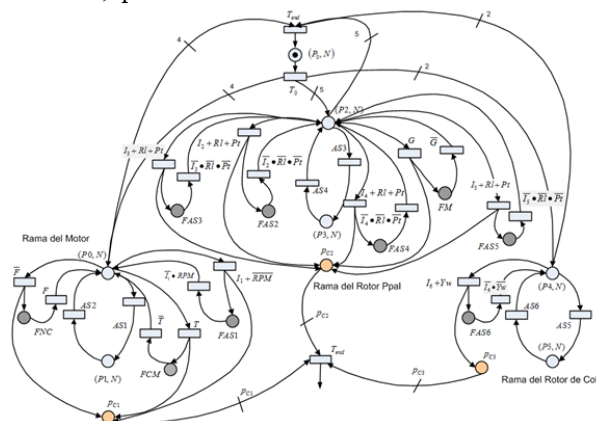


Fig 5. RdP Diagnosticadora

Tabla 2. Parámetros Variables UAV

Variable	V Normal	V Fallo
Temperatura T	T amb-90°C	100°C
Voltaje V	6,5-7V	0-6V
Flujo F	100-500mL	0-50mL
RPMs's	1200-1500	<1200
Vibraciones G	0,5-2,5	>2,5
I Servos	0-600mA	800mA
Ang RI/Pt/Yw	<45°	>45°

El diagnosticador define cuando la misión cae en alarma y fallo, para definir estas reglas se usa toda la información recopilada a lo largo de los vuelos de campo y pruebas de laboratorio, y la experiencia del experto piloto de UAV's. Las reglas definidas son las siguientes:

**Alarma:** Se define cuando cualquier variable cae en un umbral de fallo y se mantiene por un tiempo superior a 3sg.

**Fallo:** se define cuando sucede una alarma de Voltaje V y se mantiene por un tiempo superior a 3 sg. Cuando sucede cualquier alarma y se mantiene en el tiempo por un tiempo superior a 5 sg. Cuando suceden dos alarmas y se mantienen por un tiempo superior a 3 sg. Cuando suceden 3 alarmas o más en el mismo instante de tiempo.

**Clasificación de la Importancia de cada Variable.**

Voltaje V es fundamental para la aeronave y por ello a la menor alarma de tensión se debe convertir en un fallo,  $F1 = V$ . Ángulos de actitud Roll/Pitch/Yaw y las Corrientes de servos I, son señales que pueden caer en cualquier momento en alarma, por ello se debe cumplir que su caída perdure por un tiempo superior a 3 sg:  $F2 = (\emptyset \cdot t) + (I_s \cdot t)$ . Las variables

de T, F, RPM, G son variables que tienen relación de funcionamiento entre sí en el sistema mecánico del UAV, por ello, requieren de un análisis en conjunto, por medio de una tabla de verdad definimos su relación y su combinación conducen a un estado de fallo, usamos Mapas de Karnaugh y se define una condición de fallo  $F3 = \overline{G}(\overline{T} + \overline{F} + \overline{RPM}) + \overline{RPM}(\overline{T} + \overline{F})$ . Uniendo las tres condiciones de fallo el diagnosticador analiza la misión.

Por limitaciones de espacio en este documento, vamos a dar conclusiones solo en la misión de vuelo normal. Pero adicionalmente se realizaron misiones de vuelos de Fallo de Vibraciones de Plato y cola, y de fallo de mezcla de combustible, ver video (Trigos et al., 2014).

**Vuelo Normal:** Duración 756 sg. Es un vuelo con la aeronave trabajando en óptimas condiciones, Se analiza el comportamiento de la aeronave en los estados: ralentí, despegue, vuelo y aterrizaje. Se puede observar que en ralentí, despegue y aterrizaje los umbrales de RPM y Vibraciones están saltados pero sin asumir que tenemos un fallo en la aeronave. Los comportamientos de las variables de RPM's, Vibraciones y Temperatura se pueden observar en la figura 8, La RdPD encuentra que las variables de RPM's y Vibraciones sobrepasan su umbral de funcionamiento normal en 6 y 93 veces respectivamente en el despegue y aterrizaje, en vuelo no se aprecian alarmas y fallos.

**Zonas de trabajo.** En la figura 9, se pueden apreciar las zonas de trabajo respecto a los niveles de vibración, RPM's y temperatura del HC. En la gráfica se observa los valores normales de funcionamiento (azul), advertencia (amarillo) y fallo (rojo). Se observa que cuando dos niveles de advertencia se obtienen en el mismo momento, se considera como fallo, informando al piloto la necesidad de bajar el helicóptero en vuelo o de realizar una comprobación.

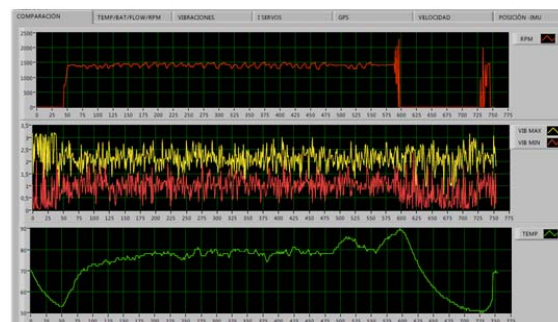


Fig 8. Variables de HC en Vuelo normal.

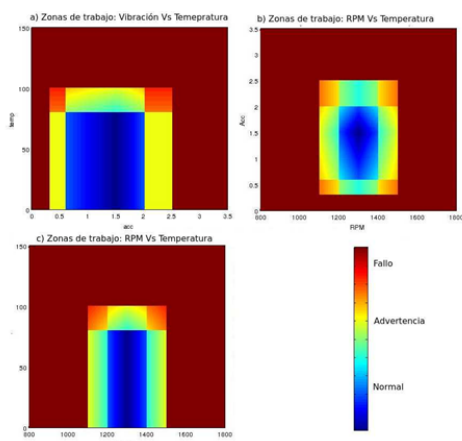


Fig 9. Zonas de Trabajo de Normal, alarma y Fallo

### 5. CONCLUSIONES

Se ha presentado un sistema FD completo aplicado en un HC. Una RdP diagnosticadora capaz de detectar no sólo los fallos permanentes sino también los intermitentes, presentando al piloto del UAV la salud de la misión. La solución propuesta mejora el comportamiento considerando los problemas señalados en la literatura como explosión combinatorial y complejidad de crecimiento para ser aplicada a grandes sistemas. Para evaluar el algoritmo de FD, se ha desarrollado un sistema DAQ y se ha creado una herramienta de procesamiento de datos usando LabVIEW, el cual permite al operador no sólo ser informado sobre la función del sistema sino también analizar los datos completos de manera eficiente. Se evalúa el diagnosticador con cinco vuelos que enmarcan el comportamiento normal y de fallo (Vibraciones/Mezcla). El sistema DAQ permitirá probar no sólo la RdP sino también otras técnicas FD usando los datos obtenidos del helicóptero. El problema principal considerando el trabajo llevado a cabo, está relacionado con las comunicaciones ruido (electromecánico).

### REFERENCIAS

Bateman, F., Noura, H. & Ouladsine, M. (2008). Active Fault Detection and Isolation Strategy for an Unmanned Aerial Vehicle with Redundant Flight Control Surfaces, *16th Mediterranean Conference on Control and Automation Congress Centre*, Ajaccio, France, June 2008.  
 Genc, S. and Lafortune, S. (2006). *Distributed Diagnosis of Places-bounded Petri Nets*, PhD Thesis, Department of Electrical Engineering and Computer Science, University of Michigan, USA.  
 Giua, A. and Seatzu, C. (2005). Fault detection for discrete event systems using Petri Nets with

unobservable transitions, *44th IEEE Conference on Decision and Control*, Seville, Spain.  
 Hayhurst, K.; Maddalon, J. & Miner, P. (2006). Unmanned Aircraft Hazards And Their Implications For Regulation, *25th Digital Avionics Systems Conference, NASA Langley Research Center, Hampton, Inc.*, Eastsound, WA, October 2006.  
 Mancini, A.; Caponetti, F.; Monteri`u, A.; Frontoni, E.; Zingaretti, P and Longhi, S. (2007) Safe flying for an UAV Helicopter, *Mediterranean conference on control and automation 2007*, Athens – Greece.  
 Qi, J., Jiang, Z.; Zhao, X. & Han, J. (2007). Fault Detection Design for RUAV with an Adaptive Threshold Neural-Network Scheme, *2007 IEEE International Conference on Control and Automation*, Guangzhou, CHINA, May 2007.  
 Ramírez, A., Ruiz, E., Rivera, I. and López, E. (2007). Online Fault Diagnosis of Discrete Event Systems. A Petri Net Based Approach, *IEEE Trans. On Automation Science and Engineering*, **Vol. 4**, no. 1.  
 Sampath, M., Sengupta, R., Lafortune, S., Sinnamohidee, K. and Teneketzis, D. (1996). Failure diagnosis using discrete event models, *IEEE Trans On Control Systems*, **Vol. 4**, no 2, pp. 105-124.  
 Samar, S.; Gorinevsky, D. & Boyd, S. (2006). Embedded Estimation of Fault Parameters in an Unmanned Aerial Vehicle, *Proceedings of the 2006 IEEE International Conference on Control Applications* Munich, Germany,, October 4-6, 2006.  
 Trigos M., Barrientos, A., Del Cerro, J. and López, H.(2009), “Modelling and Fault Diagnosis by means of Petri Nets. Unmanned Aerial Vehicle Application”, *Book Petri Nets, Theory and Applications*, pg 353-378 Editorial IN-TECH Austria.  
 Trigos, M., Méndez, D., García, J., Barrientos, A., Del Cerro, J., (2010), “Diseño e Implementación de la Instrumentación para la Lectura de Variables Críticas en Aeronaves no Tripuladas (UAS)”, *Congreso Latinoamericano de Control Automático ACCA 2010*, Santiago – Chile.  
 Trigos M., Barrientos, A. y Del Cerro, J (2014). Video: Vuelo de funcionamiento normal, disponible: <http://www.youtube.com/watch?v=jgiRKw2eePA>  
 Zhao, F., Koutsoukos, X., Haussecker, H., Reich, J. and Cheung, P. (2005). Monitoring and Fault Diagnosis of Hybrid Systems, *IEEE Transaction, Actions on Systems, Man, and Cybernetics-: Cybernetics*, **Vol. 35**, no. 6.