

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 954 610**

51 Int. Cl.:

G01D 5/00 (2006.01)

G01P 13/00 (2006.01)

G01P 21/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

86 Fecha de presentación y número de la solicitud internacional: **27.03.2019 PCT/IN2019/050246**

87 Fecha y número de publicación internacional: **28.11.2019 WO19224833**

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **27.03.2019 E 19806435 (4)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **07.06.2023 EP 3797267**

54 Título: **Sistema y método para detectar mediciones de presión defectuosas en un sistema de datos de aire de descarga utilizando patrones de presión entre puertos adyacentes**

30 Prioridad:

22.05.2018 IN 201841019119

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
23.11.2023

73 Titular/es:

**INDIAN SPACE RESEARCH ORGANIZATION
(100.0%)
Department of Space, Antariksh Bhavan, New
BEL Road
Bangalore 560231, IN**

72 Inventor/es:

**JAYAKUMAR, M;
FINITHA, KC;
REMESH, N;
VIDYA, SB;
SHASHI, KRISHNA;
JAYANTA, DHAOYA;
ABDUL SAMAD, AK;
RAVIKUMAR, C y
SHYAM MOHAN, N**

74 Agente/Representante:

IZQUIERDO BLANCO, María Alicia

ES 2 954 610 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Sistema y método para detectar mediciones de presión defectuosas en un sistema de datos de aire de descarga utilizando patrones de presión entre puertos adyacentes

CAMPO DE LA INVENCIÓN

[0001] La presente invención está en el campo del sistema de datos de aire de descarga y se relaciona con la detección y aislamiento en tiempo real de puertos de presión bloqueados y/o mediciones de presión defectuosas en los sistemas de datos de aire de descarga (FADS). La invención es útil en FADS de vehículos de reentrada, aviones de combate y civiles y sondas planetarias que utilizan FADS.

ANTECEDENTES DE LA INVENCIÓN

[0002] FADS genera parámetros de datos del aire como ángulo de ataque, ángulo de deslizamiento lateral, número de Mach y presión dinámica utilizando mediciones de presión superficial desde puertos de presión alineados con el cono de morro del vehículo. Estos parámetros de datos del aire son utilizados por el sistema de guía y control de los vehículos de reentrada para el control en tiempo real, el alivio de la carga de ráfagas, etc. Los vehículos de reentrada controlan el calentamiento aerodinámico y las cargas estructurales que actúan sobre el vehículo modulando el ángulo de ataque. Por tanto, el control del ángulo de ataque es vital durante el reingreso. El número de Mach y la presión dinámica se utilizan para programar la ganancia y para cambiar el control a superficies de control aerodinámico desde los sistemas de control de reacción. Por lo tanto, la medición de los parámetros de los datos aéreos en todas las fases del vuelo es esencial en los vehículos de reentrada.

[0003] Como FADS se basa en mediciones de presión superficial desde puertos de presión en el cono de morro del vehículo, es esencial que estas mediciones de presión estén libres de fallas. Sin embargo, pueden ocurrir fallas en estas mediciones de presión como resultado de fallas en los transductores de presión o debido al bloqueo de los puertos de presión debido a formación de hielo o partículas extrañas. Los puertos de presión bloqueados y los transductores defectuosos pueden provocar que los parámetros estimados de los datos del aire se desvíen significativamente de sus valores reales, lo que en última instancia puede conducir a la pérdida de control y al fracaso del vehículo y de la misión. Por lo tanto, es esencial eliminar los puertos de presión bloqueados o los transductores averiados de los cálculos de los FADS para mejorar la precisión y confiabilidad de las estimaciones de los FADS. Esto requiere un esquema innovador de detección y aislamiento de fallas (FDI) que sea computacionalmente menos engorroso y efectivo para su implementación en una computadora a bordo.

[0004] El documento US7257470 describe un método y un aparato de aislamiento de fallas en sistemas de datos aéreos basados en inteligencia artificial. Es específico a los sistemas de datos aéreos basados en inteligencia artificial. En este trabajo, los valores de presión medidos se combinan utilizando algún tipo de algoritmo de inteligencia artificial, como redes neuronales, para generar parámetros de datos del aire globales. Estos parámetros de datos de aire de salida se utilizan junto con algunas de las lecturas de presión de los puertos de presión para generar la estimación de cada una de las lecturas de presión medidas. La diferencia entre el valor de presión estimado y el valor de presión medido se utiliza para declarar que un puerto falla. Por lo tanto, este es un método inverso que requiere tanta cantidad de redes neuronales como la cantidad de puertos de presión. Para el caso de nueve puertos de presión, además de la red neuronal utilizada para calcular los parámetros de datos del aire, se requieren nueve redes neuronales adicionales para estimar las presiones en los nueve puertos. Por lo tanto, este método opera con los parámetros de entrada de FADS, a saber, presiones, para fines de FDI y, por lo tanto, requiere un modelo inverso.

[0005] El documento GB2419673 describe un método y un aparato de aislamiento de fallos en sistemas de datos aéreos basados en inteligencia artificial para aeronaves. Un método que proporciona aislamiento de fallas, en un sistema de datos del aire que utiliza inteligencia artificial para generar un parámetro de datos del aire, incluye generar el parámetro de datos del aire en función de una pluralidad de valores medidos, tales como presiones estáticas. A continuación, se generan estimaciones de cada uno de la pluralidad de valores medidos en función del parámetro de datos del aire generado. A continuación, cada valor medido se puede comparar con su estimación correspondiente para determinar si una diferencia entre el valor medido y su estimación correspondiente excede un umbral y por lo tanto indica una falla en un dispositivo que proporciona el valor medido. Los algoritmos de inteligencia artificial pueden ser redes neuronales o máquinas de vectores de soporte. El sistema de datos aéreos puede ser FADS. El parámetro de datos del aire puede ser un ángulo de ataque, un ángulo de deslizamiento lateral, un número de Mach, una presión total global o una presión estática global para el vehículo aéreo. La pluralidad de valores medidos puede comprender un valor medido indicativo de una posición de la superficie de control, una carga de la superficie de control, una fuerza, una masa del vehículo en el despegue, un balance de masa del vehículo, una masa de combustible restante, un empuje del motor, información satelital, una altitud, una temperatura del aire, una aceleración del vehículo, una actitud del vehículo o una posición del tren de aterrizaje. Esta patente es la misma que la patente de EE. UU. N.º 7257470 de los mismos inventores.

[0006] El documento US7213454B2 describe un método y un aparato para obtener una precisión y un rango mejorados para los parámetros de datos del aire inferidos a partir de mediciones independientes de presiones interdependientes. Presenta un método para calcular un parámetro de datos de aire a nivel de sistema para una aeronave, por ejemplo, ángulo de ataque (AOA) y/o ángulo de deslizamiento lateral (AOS) de la aeronave, que incluye medir una pluralidad de presiones estáticas locales p_i . A continuación, se genera cada una de ellas una pluralidad de relaciones de presión adimensionales en función de una de la pluralidad de presiones estáticas locales p_i , una presión estática del sistema predicha $P_{s \text{ predicha}}$ y una presión de impacto predicha $q_c \text{ predicha}$. A continuación, el parámetro de datos de aire a nivel del sistema se calcula como una función de la pluralidad generada de relaciones de presión adimensionales. También se describen sistemas de datos aéreos que tienen computadoras de datos aéreos configuradas para implementar el método. Los sistemas de datos aéreos pueden ser FADS u otros tipos de sistemas de datos aéreos. La invención anterior hace uso de relaciones de presión adimensionales para mejorar la precisión y confiabilidad de los cálculos de datos del aire y no funciona directamente con presiones de entrada.

[0007] El documento US7284420B2 describe un sistema y método de datos aéreos para aviones giratorios. El sistema de datos de aire incluye una pluralidad de puertos de descarga conectados mediante tubos a una pluralidad de sensores de flujo de aire que pueden medir velocidades de flujo de aire tan bajas como aproximadamente 0,02 nudos. Los puertos de lavado están dispuestos alrededor de un eje del rotor principal y debajo de un cubo de rotor del avión giratorio para ayudar a reducir el impacto del lavado del rotor. Los puertos de descarga y los tubos permiten que el aire fluya hacia los sensores de flujo de aire, lo que permite que la pluralidad de sensores de flujo de aire mida la velocidad y la dirección de los componentes del viento cruzado del flujo de aire que rodea la aeronave giratoria. La invención anterior se limita a FADS para embarcaciones giratorias. No se menciona nada sobre el esquema de detección y aislamiento de fallas en FADS en la patente anterior.

[0008] El documento US7379839B2 describe sondas de datos del aire multifunción que emplean redes neuronales para determinar parámetros de datos del aire locales. Incluye un cilindro que tiene múltiples puertos de detección de presión para detectar múltiples presiones. La instrumentación acoplada a los puertos de detección de presión proporciona señales eléctricas relacionadas con las múltiples presiones. Una red neuronal, acoplada a la instrumentación, recibe como entradas las señales eléctricas relacionadas con las múltiples presiones y, en respuesta, la red neuronal proporciona, como salida, señales eléctricas indicativas de al menos un parámetro de datos de aire local para la sonda de detección de datos de aire. La invención anterior utiliza presiones medidas junto con redes neuronales para parámetros de datos del aire. Para ello es necesario un entrenamiento fuera de línea de la red neuronal. Además, en esta patente no se menciona el esquema de detección y aislamiento de fallas.

[0009] El documento US2003/0219252A1 describe un sistema de datos ópticos moleculares del aire (MOADS). Mide directamente la velocidad y dirección del viento, la densidad y la temperatura de una masa de aire. A partir de estas mediciones, se puede determinar un conjunto completo de productos de datos del aire. Sin embargo, a diferencia de los tubos de Pitot, los MOADS pueden funcionar con ángulos de ataque elevados. En la configuración adecuada, MOADS puede seguir midiendo productos de datos aéreos en ángulos de ataque de 90 grados. El instrumento MOADS tiene un diseño de montaje empotrado que se presta a una baja observabilidad ya que no hay protuberancias de aeronaves que generen una sección transversal de radar. MOADS también es independiente de la estructura aérea y es mucho menos costoso de calibrar, recalibrar o reparar debido a esta falta de dependencia. El sistema utiliza un interferómetro Fabry-Perot para detectar el desplazamiento Doppler (incoherente) de la luz láser dispersada por moléculas de aire y aerosoles (dispersión de Rayleigh y Mie). El láser utilizado para proporcionar la señal utiliza longitudes de onda cortas que operan en el ultravioleta a 266 nm, que es invisible para el ojo humano y rápidamente absorbido por la atmósfera. Aunque el sistema aprovechará los aerosoles cuando estén disponibles, una ventaja significativa de MOADS sobre tecnologías similares de sistemas de datos del aire es la capacidad de realizar mediciones en aire limpio (solo moléculas de aire), sin la presencia de aerosoles, lo que también proporciona la capacidad para medir la densidad y la temperatura. La invención anterior utiliza luz láser y un interferómetro de Fabry-Perot para detectar el desplazamiento Doppler (incoherente) de la luz láser dispersada por moléculas de aire y aerosoles (dispersión de Rayleigh y Mie). Esta información luego se utiliza para la generación de datos aéreos. Sin embargo, no se menciona ningún esquema de detección y aislamiento de fallas en la patente anterior.

[0010] El documento US8930062B2/patente india n° 274857/solicitud PCT n° PCT/IN2009/000349 describe un sistema y un método para detectar y aislar fallos en la detección de presión de FADS. Esta patente se refiere a un método para detectar y aislar fallas en puertos de presión y transductores de presión de un sistema de detección de presión, que comprende 5 niveles de detección de fallas, a saber: una verificación triple modular redundante (TMR) de las presiones medidas y luego determina si la superficie medida las presiones se encuentran dentro de un rango deseado hasta un nivel aproximado en un instante específico de la fase de vuelo; comprobar la presión y la velocidad constantes en las presiones superficiales medidas para identificar un bloqueo total o parcial en los puertos de presión. La verificación final se basa en generar uno o más conjuntos estructurados de estimaciones de ángulo de ataque y ángulo de deslizamiento lateral a partir de combinaciones predefinidas de dichos puertos de presión que se encuentran a lo largo de meridianos verticales y horizontales de una tapa de morro de vehículo; y detectar y aislar las fallas en los puertos de presión y transductores de presión en los meridianos verticales y horizontales basándose en dichos uno o más conjuntos estructurados de estimaciones de ángulo de ataque y ángulo de deslizamiento lateral. La invención anterior se basa principalmente en un conjunto estructurado de estimaciones de ángulo de ataque y deslizamiento

lateral y no funciona con presiones que son la entrada básica de FADS. La invención mencionada anteriormente necesita cinco niveles de control de la FDI. La detección y el aislamiento de fallas en la patente anterior requieren una comparación entre las estimaciones de diez ángulos de ataque y las estimaciones de cuarenta ángulos de deslizamiento lateral.

[0011] El algoritmo de red neuronal tolerante a fallos para la detección de datos de aire, Journal of Aircraft, Vol 36, Número 3, págs. 541-549, mayo de 1999, Rohloff TJ, Whitmore SA y Catton I describe una combinación de modelos de redes neuronales y aerodinámicas. Se utiliza para traducir una distribución discreta de presión desde la nariz de un avión en un conjunto de parámetros de datos del aire, incluida la presión estática, la presión dinámica, el número de Mach, el ángulo de ataque y el ángulo de deslizamiento lateral. Se utilizan un total de 20 redes neuronales para la estimación de datos aéreos. En este trabajo se utilizan un total de 11 puertos de presión. Se desarrollan redes neuronales que funcionan en un grupo de cinco o seis puertos de presión para generar estimaciones de datos del aire. Primero se toma la media de las estimaciones de los datos del aire de todos los grupos. La detección de fallas se lleva a cabo observando la variación de la estimación de los datos del aire de un grupo con respecto a la media de la estimación.

[0012] La tolerancia a fallos y estabilidad de extrapolación de un estimador de datos aéreos de red neuronal, Journal of Aircraft, Vol 36, Número 3, págs. 571-576, mayo de 1999, Rohloff TJ y Catton I describen el rendimiento de una red neuronal FADS en presencia de fallas en los puertos de presión. El sistema tiene 11 puertos de presión. Se desarrollan grupos de redes neuronales con cinco o seis presiones como señal de entrada. Luego se promedian las estimaciones de los diferentes grupos de presión para obtener la mejor estimación. Para la detección de fallas, se calcula un conjunto de presiones FADS asociadas con valores estimados de los parámetros de datos del aire utilizando una relación inversa. Luego se obtiene la suma de los cuadrados de los residuos entre las presiones superficiales medidas y calculadas. Se utiliza una prueba estadística de bondad de ajuste que utiliza el enfoque de Chi-cuadrado para detectar e isolar puertos fallidos.

[0013] Esquema de gestión de fallas para uso en un sistema de datos de aire limpio, Aircraft Design, 151-162, 2001, SrinathaSastry CV, Raman KS y LakshmanBabu B describe el uso de vectores indicadores de falla y razonamiento simbólico para seleccionar valores correctos, de una serie de valores redundantes de parámetros de datos del aire calculados. Los valores redundantes de los parámetros se toman en combinaciones de dos a la vez y se calculan las diferencias absolutas. La disposición de estas diferencias en un *orden* particular da como resultado un *vector* de diferencias. Al representar cada una de las condiciones con límite de umbral mediante un símbolo, por ejemplo, '0', y la condición sin límite de umbral mediante el símbolo, por ejemplo, '1' respectivamente, se puede obtener un vector de estos dos símbolos que tenga una correspondencia uno a uno con el vector de las diferencias. Así, correspondiente al valor de error de un conjunto de valores redundantes de un parámetro, existe un vector específico de dos elementos simbólicos. Esto se denomina *vector indicador de falla* específico de ese valor de error y, por lo tanto, del par de orificios utilizados para calcular ese valor. Cada vector es un vector indicador de falla estándar que indica la falla de un *par de orificios particular*. Esta propiedad de unicidad de cada uno de estos vectores de símbolos en relación con un par de orificios se utiliza con fines de gestión de fallos. La metodología anterior indica el par de orificios que contribuyen a una estimación errónea de los datos del aire.

[0014] Técnicas de detección de fallos y gestión de fallos para un sistema neumático de datos de aire de alto ángulo de ataque (Hi-FADS), NASA *Technical Memorandum-4335*, Stephen. A. Whitmore y Timothy R Moes describen una técnica de detección de fallas basada en las propiedades estadísticas de la presión residual en los puertos. Este algoritmo requiere la evaluación de residuos entre los datos de presión medidos y las predicciones del modelo para cada puerto. En este artículo se utiliza un método basado en el análisis de Chi cuadrado y mínimos cuadrados ponderados. La prueba de chi-cuadrado sobre los residuos de presión se utiliza para detectar una falla en el puerto de presión. Una vez detectados los efectos del fallo se eliminan utilizando mínimos cuadrados ponderados. En este artículo se menciona que los residuos de presión individuales tienen una distribución gaussiana. Por lo tanto, para un marco de datos determinado, la suma cuadrada de los residuos escalados (divididos por la varianza) debe distribuirse como una variable Chi-cuadrado con N-6 grados de libertad, donde N es el número total de puertos. El grado de libertad se reduce en cinco porque los residuos están relacionados por cinco parámetros que se han calculado a partir de ellos. Estos parámetros son los estados de los datos del aire, la presión dinámica, el ángulo de ataque, el ángulo de deslizamiento lateral, la presión estática de la corriente libre y el parámetro de calibración. Las propiedades estadísticas de las presiones residuales deben validarse a partir de una gran cantidad de datos de vuelo. Se menciona que las variaciones de la muestra se evaluaron utilizando casi medio millón de marcos de datos de múltiples vuelos. Esta evaluación de las propiedades estadísticas de las presiones residuales puede ser engorrosa y sólo está disponible después de una serie de pruebas de vuelo del sistema.

[0015] En resumen, las técnicas anteriores tienen muchas limitaciones. Los principales inconvenientes de la técnica anterior es que se basan en un modelo inverso para estimar los valores de presión en los puertos de presión. Esto complica el algoritmo de la FDI. También se requiere en la técnica anterior una validación exhaustiva de características estadísticas como la variación de los residuos de presión. Para superar estas limitaciones, se desarrolla un método novedoso para detectar mediciones de presión defectuosas en FADS utilizando patrones de presión entre puertos adyacentes. Además, nuestro método resalta la configuración de redundancia del sistema que puede tolerar el bloqueo

de los sensores de presión, fallas en los sensores de presión, fallas de la electrónica del sensor y fallas de la electrónica de procesamiento y aún puede proporcionar una salida confiable de datos de aire para uso del sistema de control y guía de vehículo aeroespacial.

5 OBJETOS DE LA INVENCION

[0016] Como FADS se basa en mediciones de presión superficial desde puertos de presión en el cono de morro del vehículo, es esencial que estas mediciones de presión estén libres de fallas. Sin embargo, pueden ocurrir fallas en estas mediciones de presión como resultado de fallas en los transductores de presión o debido al bloqueo de los puertos de presión debido a formación de hielo o partículas extrañas. Los puertos de presión bloqueados y los transductores defectuosos pueden provocar que los parámetros estimados de los datos del aire se desvíen significativamente de sus valores reales, lo que en última instancia puede conducir a la pérdida de control y al fracaso del vehículo y de la misión. Por lo tanto, es esencial eliminar los puertos de presión bloqueados o los transductores averiados de los cálculos de los FADS para mejorar la precisión y confiabilidad de las estimaciones de los FADS. Este requisito llevó al desarrollo de un esquema de FDI que es computacionalmente menos engorroso y eficaz para su implementación en una computadora de a bordo.

[0017] El objetivo principal de la presente invención es desarrollar la metodología FDI propuesta que sea simple y adecuada para su implementación a bordo.

[0018] Otro objeto de la presente invención es desarrollar la metodología FDI que trabaja directamente con las presiones de entrada y, por lo tanto, es ventajosa para fines de FDI como cálculo del modelo inverso, ya que no se requieren estimaciones de presión en cada puerto.

25 BREVE DESCRIPCIÓN DE LOS DIBUJOS

[0019] Las características anteriores y otras de la presente divulgación resultarán más evidentes a partir de la siguiente descripción y las reivindicaciones adjuntas, tomadas en conjunto con los dibujos adjuntos. Entendiendo que estos dibujos representan solo varias implementaciones de acuerdo con la divulgación y, por lo tanto, no deben considerarse limitativos de su alcance, la divulgación se describirá con especificidad y detalle adicionales mediante el uso de los dibujos adjuntos.

Figura 1: Configuración del puerto de presión y clasificación de los puertos internos y externos

Figura 2: Interfaz entre diferentes módulos en FADS

Figura 3: Configuración de redundancia en FADS

Figura 4: Desviaciones de presión entre puertos adyacentes

Figura 5: Detección de fallas en el puerto central (Puerto 5)

Figura 6: Detección de fallas del puerto interno Puertos (2, 4, 6 y 8)

Figura 7: Detección de fallas del puerto externo (Puertos 1, 3, 7 y 9)

Figura 8: Detección de fallas del puerto central después de dos fallas (Puerto 5)

Figura 9: Interior detección de puerto después de dos fallas (Puertos 2, 4, 6 y 8).

DESCRIPCIÓN DETALLADA DE LA INVENCION

[0020] El sistema considerado tiene nueve puertos de presión ubicados en la tapa de la nariz del vehículo (Figura 1a y 1b). El número de identificación de los puertos de presión también se muestra en la figura. En esta novedosa técnica de detección de fallas, los puertos de presión se clasifican en puertos externos e internos. Los puertos exteriores se encuentran a lo largo de la periferia del círculo exterior en la tapa frontal y los puertos interiores se encuentran a lo largo del círculo interior en la tapa frontal del vehículo. Además, está el puerto de presión interior que se encuentra en el centro de la tapa de la nariz. La diferencia de presión máxima que puede ocurrir entre dos puertos adyacentes en los puertos interiores o exteriores para diferentes condiciones de vuelo de número de Mach, ángulo de ataque y ángulo de deslizamiento lateral se establece inicialmente mediante extensas simulaciones.

[0021] Durante el vuelo, cada lectura del puerto de presión se compara con umbrales predefinidos con sus dos puertos vecinos más cercanos en el círculo exterior o interior de la tapa de la nariz. Para el puerto central, la comparación se realiza con los puertos 4 y 6 del círculo interior. Esta técnica de comparación detecta el par de puertos defectuoso. El puerto de presión defectuoso se aísla aún más al detectar cambios significativos de los que normalmente se esperan durante un período de tiempo de un ciclo menor de cálculo del procesador. Se utilizan dos conjuntos de umbrales, uno para $Mach > 1$ y otro para $Mach < 1$.

[0022] Cada puerto de presión tiene tres transductores de presión absoluta que miden la presión superficial en la ubicación particular del puerto de presión. Los puertos de presión están conectados a sensores de presión a través de tubos para reducir la temperatura encontrada por los sensores.

[0023] La interfaz entre los diferentes módulos en FADS se muestra en la Figura 2. Los puertos de presión están conectados a los transductores de presión a través de tubos neumáticos. La longitud del tubo neumático se selecciona de manera que las temperaturas encontradas por los sensores estén dentro de los límites durante la fase de calentamiento aerodinámico de la trayectoria. La salida de los transductores de presión está conectada a los módulos de interfaz de sensor FADS (FSIM). Los módulos de interfaz del sensor están a su vez conectados a la electrónica FADS basada en el procesador DSP que ejecuta el algoritmo FADS. La salida de la electrónica FADS Viz. los parámetros de datos aéreos se envían a la Computadora de Gestión de la Misión (MMC) para su uso por el sistema de guía y control del vehículo aeroespacial.

[0024] La configuración de redundancia de FADS se muestra en la figura 3. El sistema FADS requiere sólo 5 mediciones de presión para calcular los estados de los datos del aire. Sin embargo, se proporcionan nueve puertos de presión para solucionar los bloqueos de los puertos. De este modo se proporciona redundancia al nivel del puerto de presión mismo y se puede tolerar el bloqueo de dos puertos horizontales y dos verticales. Cada puerto de presión tiene tres transductores de presión absoluta que miden la presión superficial en la ubicación particular del puerto de presión. Sólo se requieren dos sensores en un puerto de presión para obtener una lectura correspondiente a un puerto de presión. Por tanto, se puede tolerar el fallo de un sensor en un puerto de presión y aún se pueden obtener lecturas de presión válidas para su uso desde ese puerto de presión.

[0025] En el sistema se proporcionan tres paquetes FSIM. Cada uno tiene acceso a un sensor de cada puerto de presión. Se puede tolerar el fallo total de cualquier paquete FSIM sin afectar el rendimiento del sistema ni degradar la precisión del sistema. También se proporciona redundancia dual tanto en la electrónica FADS como en las computadoras de gestión de misiones. Se realiza una conexión directa y cruzada entre la electrónica del FADS y las computadoras de gestión de la misión. Esto se hace para garantizar que la falla de un solo sistema electrónico FADS o de la computadora de gestión de la misión no afecte el rendimiento del sistema. Por lo tanto, todo el sistema tiene redundancia en puertos de presión, sensores de presión, paquete FSIM, electrónica FADS y computadora de gestión de misión.

Comprobación TMR de las presiones de entrada en un puerto (FDI nivel 1):

[0026] La primera comprobación FDI realizada es una comprobación lógica TMR de los transductores de presión en cada puerto de presión. En condiciones de ausencia de falla del transductor de presión, las tres lecturas de presión en un puerto de presión deben coincidir dentro de un valor umbral. Mediante comparación cruzada de las tres lecturas de presión en un puerto de presión (lógica TMR), se puede detectar una falla del transductor de presión. Este procedimiento se realiza para los nueve puertos de presión. Sin embargo, esta verificación no puede detectar puertos total o parcialmente bloqueados ni fallas simultáneas de dos transductores de presión en un puerto de presión.

[0027] De ahí el siguiente nivel de verificación, a saber, se realiza la verificación del vecino más cercano.

Patrón de presión en puertos de presión vecinos:

[0028] La diferencia de presión máxima que puede ocurrir entre dos puertos adyacentes en el círculo interior o exterior y el puerto central para diferentes condiciones de vuelo de número de Mach, ángulo de ataque y ángulo de deslizamiento lateral se establece inicialmente a través de extensas simulaciones. Para este propósito se consideran las trayectorias nominal, límite superior y límite inferior. Los valores típicos de estas diferencias de presión para trayectorias nominales, de límite superior e inferior se muestran en las Figuras 4a, 4b y 4c.

Comprobación del "vecino más cercano" de las presiones medidas (FDI Nivel 2):

[0029] Durante el vuelo, cada lectura del puerto de presión se compara con umbrales predefinidos con sus dos vecinos más cercanos en el círculo correspondiente. Para el puerto central, la comparación se realiza con los puertos del círculo interior 4 y 6 (Figura 5a, 5b). Como se mencionó, se llega al umbral de decisión para esta lógica basándose en un análisis detallado de las trayectorias de vuelo nominales y fuera de lo nominal del vehículo de reentrada. Para el caso específico aquí, se utilizaron niveles de umbral en Pascales como se indica en la Tabla 1. Se proporciona un margen de 1500 Pa para eliminar posibles falsas alarmas que puedan surgir debido a un error en el cálculo de estos umbrales mediante simulaciones.

Tabla 1: Umbrales utilizados para la detección de fallas

Condi- ción	Diferencia de presión máxima entre puertos adyacentes	Margen de dispersión de Cp	Límite	Diferencia de presión máxima entre puertos adyacentes después de una falla en el puerto adyacente	Margen de disper- sión de Cp	Límite
$M \leq 1$	8016	1503	10000	12536	1503	14500
$M > 1$	6661	1503	8500	10960	1503	12500

[0030] El par de puertos defectuoso se detecta mediante esta técnica de comparación. El puerto de presión defectuoso se aísla aún más al detectar cambios más significativos de los que normalmente se esperan durante un período de tiempo de un ciclo menor de cálculo del procesador. Se utilizan dos conjuntos de umbrales, uno para Mach > 1 y otro para Mach < 1.

- Detección de un puerto central (5) defectuoso (Fig. 5a)

- El valor absoluto de las diferencias de presión entre el puerto central (5) y los puertos internos (4 y 6) se obtienen y se comparan con un umbral.
- El cambio de umbrales se realiza según el número de Mach derivado del INS.
- Si ambas diferencias de presión (valores absolutos) se encuentran dentro del umbral, entonces el puerto central (5) está en buen estado.
- Si alguna diferencia de presión (valor absoluto) viola el umbral, entonces los 2 puertos en esa combinación de puertos se detectan como defectuosos.

- Detección de un puerto del círculo interno defectuoso (2,4,6,8) (Fig. 6a)

- Se obtiene el valor absoluto de las diferencias de presión entre los puertos internos (2-4, 4-8, 8-6, 6-2) y comparado con un umbral.
- El cambio de umbrales se realiza según el número de Mach derivado del INS.
- Si todas las diferencias de presión (valores absolutos) se encuentran dentro del umbral, entonces todos los puertos internos están en buen estado.
- Si la diferencia de presión (valor absoluto) viola el umbral, entonces los 2 puertos en esa combinación de puertos se detectan como defectuosos.

- Detección de un puerto del círculo exterior defectuoso (1,3,7,9) (Fig. 7a)

- Las diferencias de presión (valor absoluto) entre los puertos exteriores (1-3, 3-9, 7-9, 1-7) son obtenidas y comparadas con un umbral.
- El cambio de umbral se realiza según el número de Mach derivado del INS.
- Si todas las diferencias de presión (valores absolutos) se encuentran dentro del umbral, entonces todas las conexiones exteriores están en buen estado.
- Si la diferencia de presión (valor absoluto) entre 2 puertos externos cualesquiera viola el umbral, entonces los 2 puertos en esa combinación de puertos se detecta como defectuoso.

- Aislamiento del puerto defectuoso después de la detección de un par defectuoso

- La presión en el puerto se compara con el valor medido en el ciclo menor anterior.
- Si el valor absoluto de la diferencia entre los valores de presión actuales y anteriores en el puerto durante un ciclo menor de 20 milisegundos es mayor que 1000 Pa, entonces ese puerto se aísla instantáneamente en el ciclo menor actual y el cálculo de los datos del aire se realiza sin estos puertos.

- Lógica FDI después de un fallo de un puerto:

- Después del aislamiento de un puerto de presión, la definición de los puertos con los que se comparan sus vecinos se cambia para llevar a cabo una mayor detección y aislamiento de fallos.
- En caso de falla de los puertos en el círculo interior/exterior, la lógica FDI para el puerto diametralmente opuesto al puerto fallido sigue siendo la misma.
- En caso de que la primera falla ocurra en los puertos 4 o 6, la FDI del puerto central se realiza comparando el puerto 5 con los puertos 2 y 8 como se muestra en la Figura 5c.
- Para el caso de falla del puerto interno, los dos puertos restantes se comparan con el puerto diametralmente opuesto al puerto fallido, así como con el puerto central (si el puerto central no está defectuoso) o el puerto del círculo externo más cercano a ellos (si el puerto externo más cercano el puerto circular no está defectuoso). Esto se muestra en las Figuras 6b y 6c para casos representativos de falla de los puertos 2 y 8 respectivamente.
- Para el caso de falla del puerto externo, los dos puertos restantes se comparan con el puerto diametralmente opuesto al puerto fallido, así como con el puerto del círculo interno más cercano a ellos. Esto se muestra en las Figuras 7b y 7c para casos representativos de falla de los puertos 1 y 9 respectivamente.
- El cambio de umbrales se realiza según el número de Mach.
- El cambio de 1000 Pa del ciclo menor anterior se utiliza para aislar el segundo fallo.
- La verificación de FDI Nivel 2 no se realiza para un puerto que ya está aislado por la verificación de FDI Nivel 1.

- Lógica FDI después de dos fallos de puerto:

- Después del aislamiento de dos puertos de presión también, se cambia la definición de los puertos con los que se comparan sus vecinos para llevar a cabo una mayor detección y aislamiento de fallos.
- 5 - Para la verificación del nivel 2 de FDI del puerto central, el puerto central se compara con los dos puertos internos restantes que están en buen estado (después del aislamiento TMR de los 2 puertos internos defectuosos), como se muestra en la Figura 8.
- 10 - Se detecta el par defectuoso y se realiza el ciclo anterior. El estado del indicador FDI Nivel 2 se utiliza para aislar la falla del puerto central. Si se han aislado más de 2 puertos internos mediante TMR, entonces el aislamiento del puerto central se realiza comparando la presión del ciclo anterior.
- 15 - Para los puertos internos, si dos puertos adyacentes fallaron, entonces se realiza la comparación con los dos puertos de presión adyacentes restantes, que pueden ser un puerto central, interno o externo. Esto se muestra en las Figuras 9a a 9e para el caso representativo del puerto de presión 4 cuando sus puertos adyacentes han fallado. Después de detectar el par defectuoso, se puede realizar un mayor aislamiento del puerto comparando la presión del ciclo anterior con un umbral de 1000 Pa. La lógica se extiende a otros puertos también en el círculo interior (2, 6, 8).
- 20 - Para la detección del puerto externo (Puertos 1, 3, 7 y 9), la falla de 2 puertos adyacentes agotará todos los puertos adyacentes y, por lo tanto, la detección y el aislamiento de fallas se realizan en comparación con un umbral de 1000 Pa con el valor de presión anterior.
- 25 **[0031]** La metodología presentada tiene una amplia cobertura de fallos y es adecuada para su implementación a bordo en vehículos de reentrada.

REIVINDICACIONES

1. Un sistema para detectar y aislar fallas en un sistema de datos de aire de descarga, FADS, que comprende:
5 una pluralidad de puertos de presión conectados a una tapa de morro de un vehículo espacial en forma de crucifijo;
al menos tres transductores de presión conectados a cada puerto de presión mediante un tubo neumático para medir la presión superficial desde dicha pluralidad de puertos de presión;
10 una pluralidad de módulos de interfaz de sensor FADS, FSIM, cada uno de ellos conectado a dichos transductores de presión;
un procesador de señal digital, DSP, electrónica FADS basada en dicho FSIM, y
una computadora de gestión de misión, MMC,
conectada a la salida de la electrónica
FADS a través de una conexión directa y cruzada,
15 en el que dicho DSP y dicha MMC están adaptados para detectar un puerto de presión defectuoso desde dicha pluralidad de puertos de presión comparando al menos tres lecturas de presión entre dos vecinos más cercanos en cada puerto de presión con umbrales predefinidos;
aislando dos puertos de presión bloqueados o fallidos si la diferencia de presión entre ellos excede dicho valor umbral predefinido.
20
2. El sistema según la reivindicación 1, en el que se seleccionan tubos neumáticos de una longitud particular para reducir la temperatura encontrada por los sensores durante la fase de calentamiento aerodinámico de la trayectoria.
3. El sistema según la reivindicación 1, en el que los puertos de presión se clasifican en puertos exteriores e interiores. Los puertos exteriores se encuentran a lo largo de la periferia del círculo exterior en la tapa de la nariz y los puertos internos se encuentran a lo largo del círculo interior en la tapa de la nariz del vehículo. Además, está el puerto de presión más interno que se encuentra en el centro de la tapa nasal.
25
4. El sistema según la reivindicación 1, en el que se proporciona redundancia al nivel del puerto de presión para tolerar el bloqueo de hasta dos puertos horizontales y dos verticales.
30
5. El sistema según la reivindicación 1, en el que se proporciona redundancia dual tanto en la electrónica FADS como en las computadoras de gestión de misión. El esquema de redundancia en los puertos de presión, los sensores de presión, el paquete FSIM, la electrónica FADS y la computadora de gestión de la misión es tal que la falla de cualquiera de los elementos anteriores no afecta el rendimiento general del sistema.
35
6. Un método para detectar y aislar fallas en puertos de presión y transductores de presión en un sistema de datos de aire de descarga, FADS, que comprende:
40 Detectar sensores de presión defectuosos en un puerto de presión mediante comparación cruzada de al menos tres lecturas de presión entre dos vecinos más cercanos en cada puerto de presión. contra umbrales predefinidos;
aislar puertos de presión bloqueados o fallidos si la diferencia de presión entre ellos es mayor que un valor umbral deseado durante un tiempo de ciclo de actualización computacional;
45 en el que se eligen dos vecinos más cercanos dependiendo de la ubicación de los puertos de presión que fallaron previamente, cambiando la definición del vecino más cercano después de uno o dos fallos de puerto dependiendo de los puertos que han fallado.
7. El método según la reivindicación 6, en el que se utilizan dos conjuntos de umbrales basados en el número de Mach derivado del INS para cambiar entre $Mach > 1$ y $Mach < 1$.
50
8. El método según la reivindicación 6, en el que la diferencia de presión máxima entre dos puertos adyacentes para diferentes condiciones de vuelo de número de Mach, ángulo de ataque y ángulo de deslizamiento lateral se establece inicialmente mediante una simulación extensa.
9. Método según la reivindicación 6, en el que el valor umbral de presión es 1000 Pa en un tiempo de cálculo de 20 milisegundos.
55

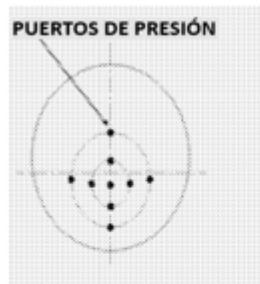


Figura 1a

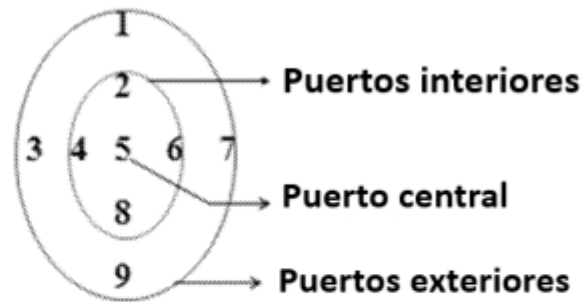


Figura 1b

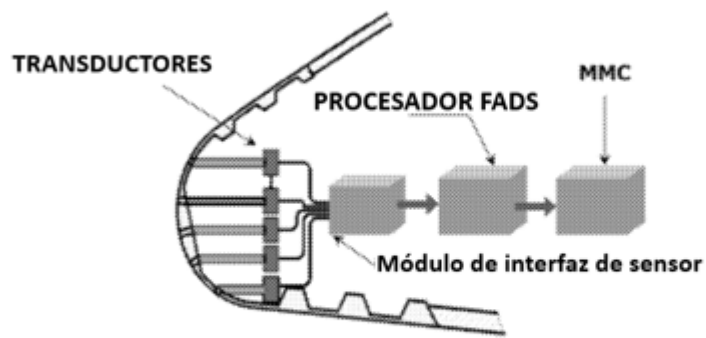


Figura 2

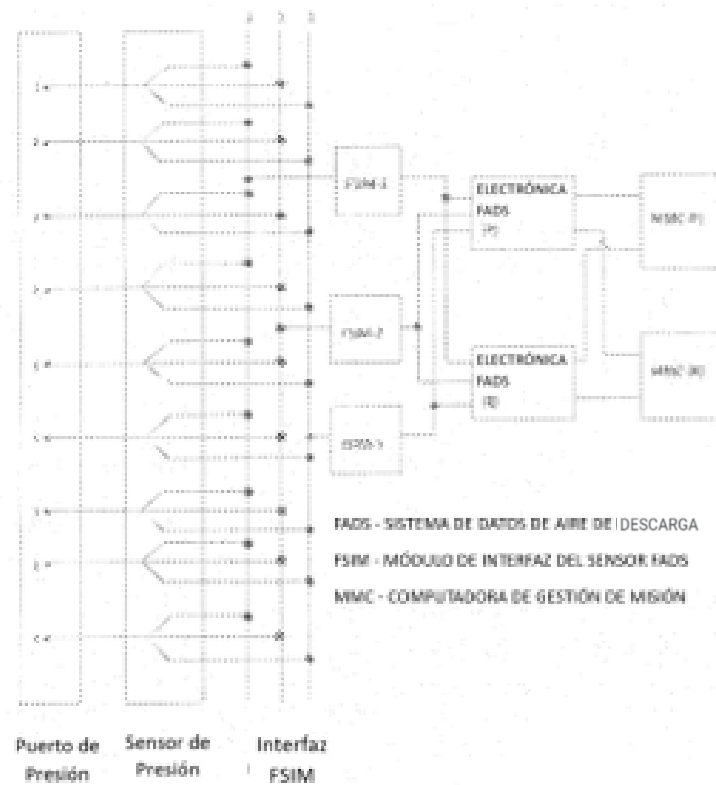


Figura 3

Nom-Descenso

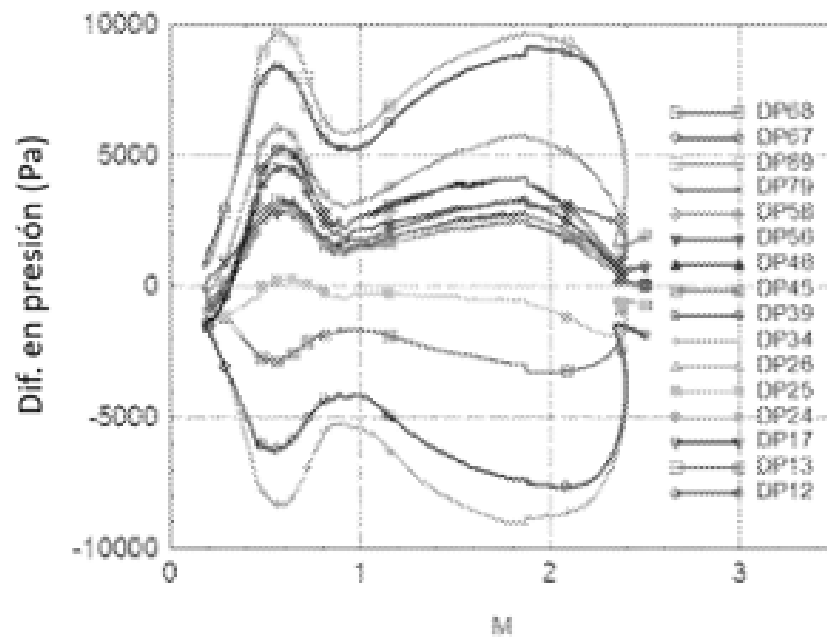
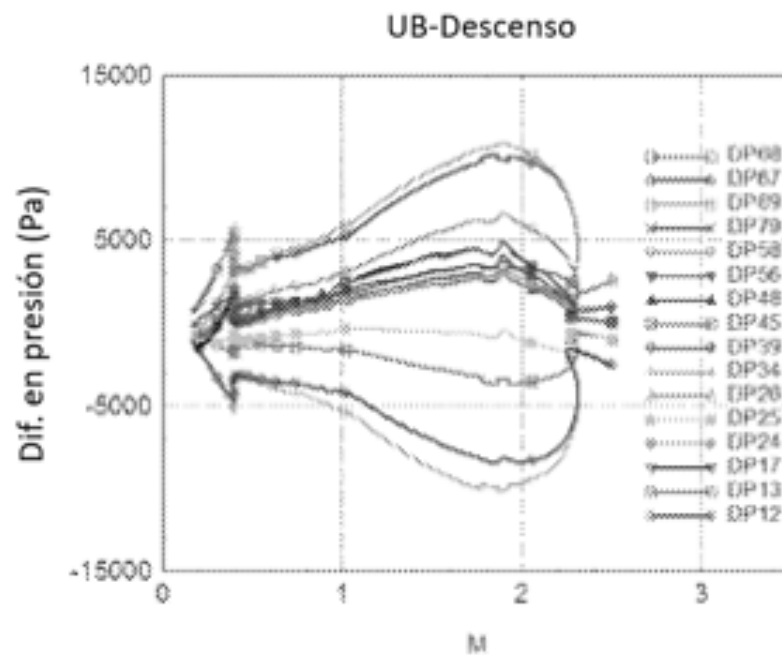
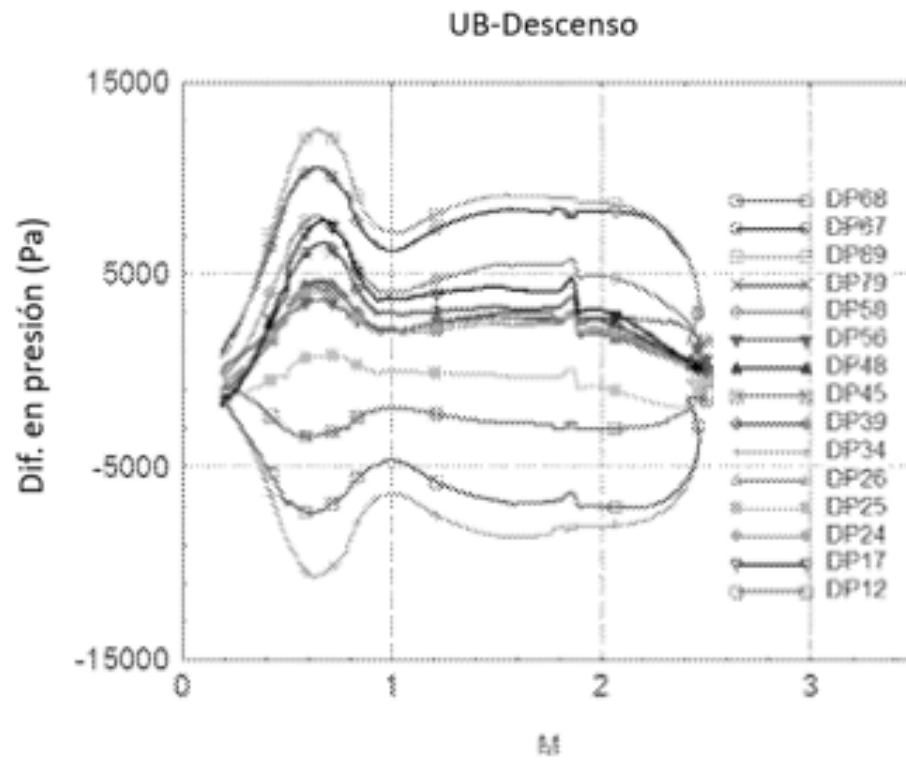


Figura 4a



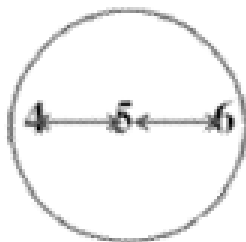


Figura 5a

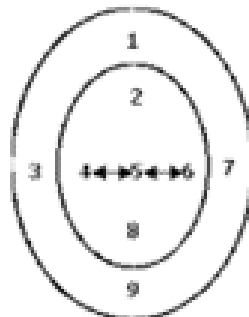


Figura 5b

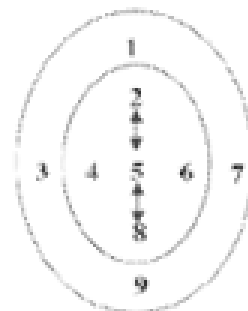


Figura 5c

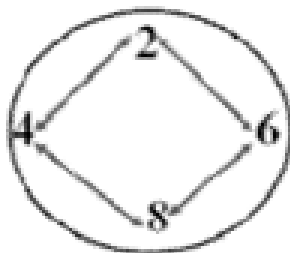


Figura 6a

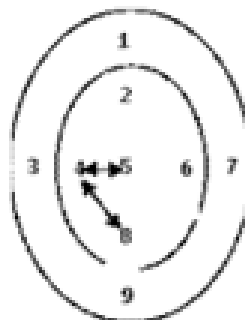


Figura 6b

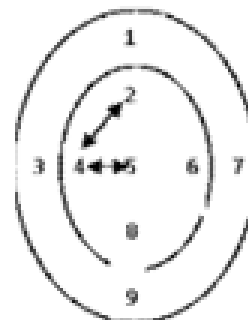


Figura 6c

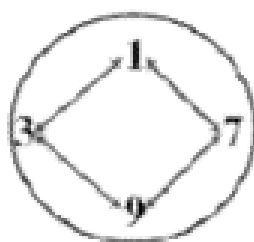


Figura 7a

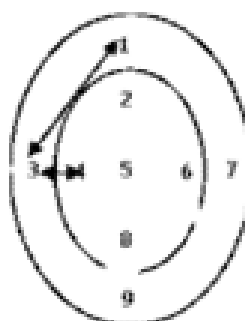


Figura 7b

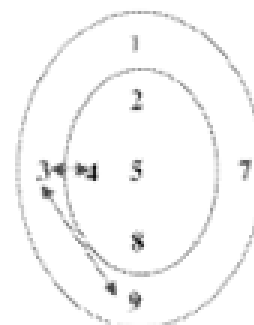


Figura 7c

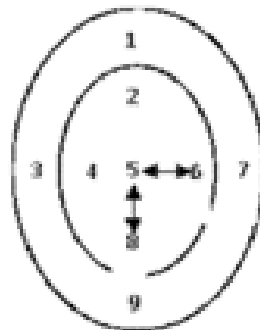


Figura 8

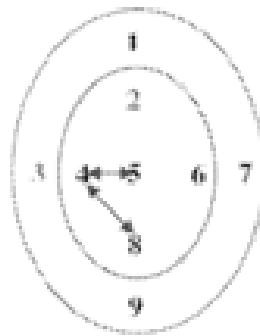


Figura 9a

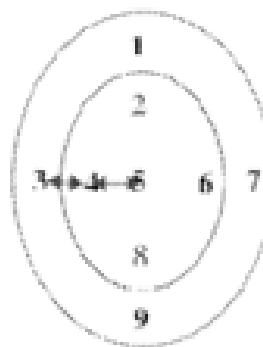


Figura 9b

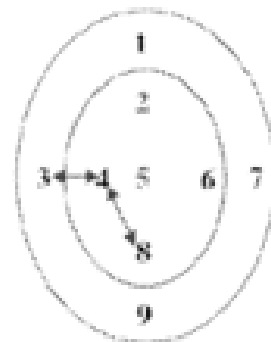


Figura 9c

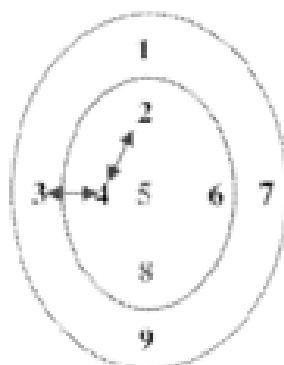


Figura 9d

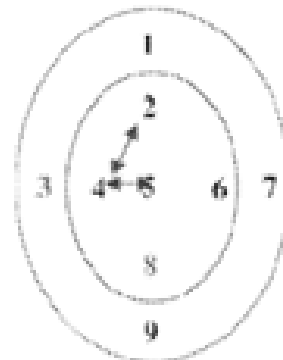


Figura 9e