

AHRS R-001: Actualización de Sistemas Inerciales de Navegación en Aeronaves Supersónicas

Leandro Aguiere
Redimec S.R.L.
Tandil, Argentina
laguiere@redimec.com.ar

Dardo Ramirez
Redimec S.R.L.
Tandil, Argentina
dardo@redimec.com.ar

Lucas Leiva
INCA/INTIA
UNCPBA
Tandil, Argentina
lleiva@exa.unicen.edu.ar

José Marone
INCA/INTIA
UNCPBA
Tandil, Argentina
jmarone@exa.unicen.edu.ar

Martín Vázquez
INCA/INTIA
UNCPBA
Tandil, Argentina
mvazquez@exa.unicen.edu.ar

Abstract—Los sistemas inerciales de navegación montados en un gran número de aeronaves están llegando al límite de su vida útil por el desgaste mecánico de las piezas que lo componen. En este trabajo se presenta la actualización de sistemas inerciales de navegación mediante la utilización de tecnología FOG (*Fibre Optic Gyroscope*). Esta tecnología posee, dentro de sus capacidades, un error menor en la navegación y un tiempo medio entre falla muy alta. Para llevar a cabo la actualización, se desarrolló una unidad electrónica de monitoreo y comunicación, la cual fue homologada mediante normas ambientales DO-160D. El sistema fue evaluado en vuelos de prueba, con resultados satisfactorios.

Keywords—unidad inercial; sistema embebido; actualización de aeronaves supersónicas.

I. INTRODUCCIÓN

Las centrales giroscópicas se encuentran formadas por una terna de giróscopos. Mediante la integración de los sensores es posible determinar ángulos de *roll* (rolido) y *pitch* (elevación). El cálculo de *heading* (rumbo) se realiza utilizando una referencia magnética externa, por ejemplo una válvula de flujo.

La información de *roll*, *pitch* y *heading* es de vital importancia durante la navegación. En la Figura 1. se presenta gráficamente la manera en que intervienen estos tres ángulos en un móvil.

De esta manera, el *heading* es representado por el ángulo entre el plano vertical orientado al norte y el plano vertical que pasa a través del eje Y. El rumbo se cuenta como positivo desde el norte, variando desde 0 a 360 grados.

Por su parte, el ángulo de *roll* es el definido por la rotación a través del eje Y. Este puede variar entre -180 a +180 grados. Finalmente, *pitch* es el ángulo entre el eje Y y su proyección en el plano local horizontal, pudiendo variar entre -180 a +180 grados.

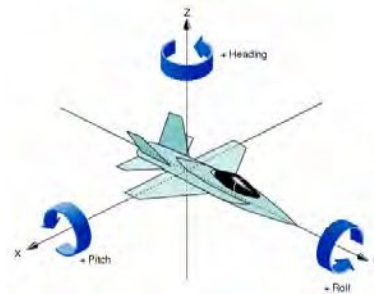


Figura 1. Roll, Pitch y Heading.

Un Sistema Inercial de Navegación (*Inertial Navigation System, INS*), es un sistema de ayuda a la navegación que está formado, en la mayoría de los casos, por una computadora de tiempo real, sensores de movimiento (acelerómetros) y sensores de rotación (giróscopos). Estos elementos brindan la potencia de cálculo necesaria para la estimación de la posición, orientación y velocidad de un objeto en movimiento sin necesidad de referencias externas. Este tipo de sistemas es utilizado en vehículos como barcos, aeronaves, submarinos [1], misiles [2] y naves espaciales.

Los antiguos sistemas giroscópicos de masa rotante (*DTG: Dynamically Tuned Gyro*) tienen una *MTBF (Mean Time Between Failures)* muy baja debido al desgaste mecánico de sus partes rotantes. Por esta razón, su precisión se va degradando. La vida media útil de estos sistemas es de 30 años y esto es causa de una obsolescencia muy alta en los sistemas de navegación.

Los giróscopos FOG son dispositivos capaces de detectar rotaciones mecánicas mediante la interferencia de haces de luz. El sensor consiste en una bobina en la que se enrolla un cable de fibra óptica (Fig. 2). Dos rayos de luz viajan a través de la fibra en direcciones opuestas. Debido al efecto Sagnac [3][4][5], el rayo que viaja en sentido contrario a la rotación experimenta un camino más corto que el otro. El

desplazamiento de fase resultante genera una pauta de interferencias que permiten conocer la velocidad de rotación según la intensidad del rayo resultante.



Figura 2. Core FOG

Como se mencionó anteriormente, se diferencia del giróscopo tradicional de masa rotante, con que éste no posee partes móviles ni resistencia al movimiento. La precisión del FOG ha superado a la del giróscopo láser (RLG: Ring Laser Gyro) en los últimos años (Fig. 3) [6].

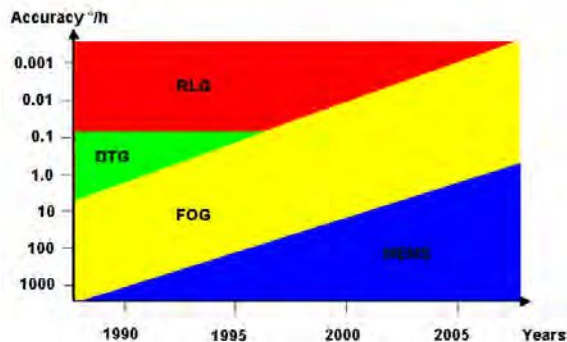


Figura 3. Evolución en las tecnologías giroscópicas

Redimec S.R.L.[7] propuso la actualización de los sistemas primarios de navegación de *roll*, *pitch* y *heading* por uno *state of art* de tecnología FOG. En éstos últimos, debido a su concepto *strapdown* [8], la MTBF es muy alta y cercana a las 20.000 hs.

El sensor AHRU (*Attitude and Heading Reference Unit*) que se utilizó para el reemplazo es el LCR-100 de la empresa Northrop Grumman LITEF GmbH [9]. Entre sus principales características se detallan las siguientes:

Tecnología *strapdown* FOG.

Precisión en *heading*: 0.5°.

Precisión en *roll* y *pitch*: 0.1°.

Navegación inercial.

La actualización fue implementada en una aeronave supersónica militar cuya unidad de navegación es una central giroscópica, donde el rumbo magnético es dependiente de una referencia externa (válvula de flujo).

El LCR-100 tiene dos modos de funcionamiento: modo inercial y modo AHRS estándar. Este último modo presenta dos alternativas: el modo girodireccional y el modo magnético que utiliza una referencia magnética externa. En el modo girodireccional, el ángulo de *heading* es calculado mediante los cómputos de los giroscópos.

El sistema desarrollado (AHRS R-001) es un sistema full inercial. Además de proporcionar la rotación angular *roll*, *pitch* y *heading* (rumbo magnético/verdadero respecto al norte), es capaz de realizar el cálculo de las velocidades y posición de la aeronave.

En la sección II se realiza una descripción del sistema completo, detallando los componentes que intervienen en la actualización. La sección III describe la unidad de monitoreo y comunicación (EU R-001) desarrollada por Redimec S.R.L. Los métodos de testeo del sistema se presentan en la sección IV, y los resultados experimentales obtenidos en la sección V. Finalmente la sección VI describe las conclusiones y los trabajos futuros del producto.

II. DESCRIPCIÓN DEL SISTEMA

El sistema está formado de acuerdo a lo presentado en la Fig. 4.

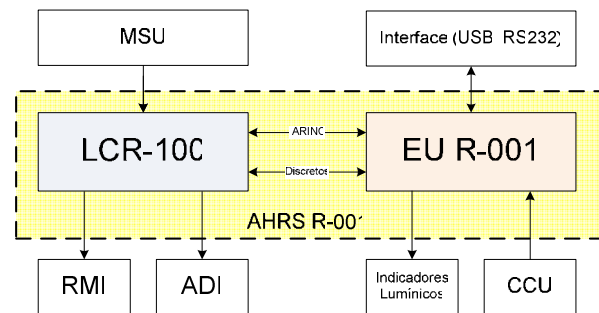


Figura 4. Diagrama en bloques sistema AHRS R-001

Los componentes que intervienen son los siguientes:

- LCR-100: sensor inercial de tecnología *strapdown* FOG. La interfaz con el exterior se realiza a través el protocolo ARINC429, salidas sincrónicas y señales discretas.
- RMI (*Radio Magnetic Indicator*): el indicador radiomagnético es un instrumento que proporciona visualización de rumbo.
- ADI (*Attitude Director Indicator*): este instrumento proporciona la visualización de actitud y rumbo.
- MSU (*Magnetic Sensor Unit*): sensor magnético utilizado en el modo AHRS magnético.
- EU R-001: unidad electrónica responsable de la comunicación entre todos los sistemas y el sensor inercial LCR-100 (Fig. 5 y 6).
- CCU (*Cockpit Control Unit*): esta unidad de control es la interfaz del piloto para controlar los modos del

LCR-100 (inercial, AHRS magnético y AHRS direccional).

- Indicadores lumínicos: es la señalización de feedback para el piloto. Mediante este medio se le comunica al usuario los modos de la unidad inercial, así como la salud del sistema.



Figura 5. Simulación CAD de la EU R-001.



Figura 6. Implementación EU-R001.

III. DISEÑO DE LA EU R-001

El sistema embebido desarrollado se encuentra emplazado en una arquitectura maestro-esclavo. Tanto el maestro como los esclavos se encuentran implementados en dispositivos de procesamiento de 32 bits. La Fig. 7 describe la arquitectura de la unidad electrónica.

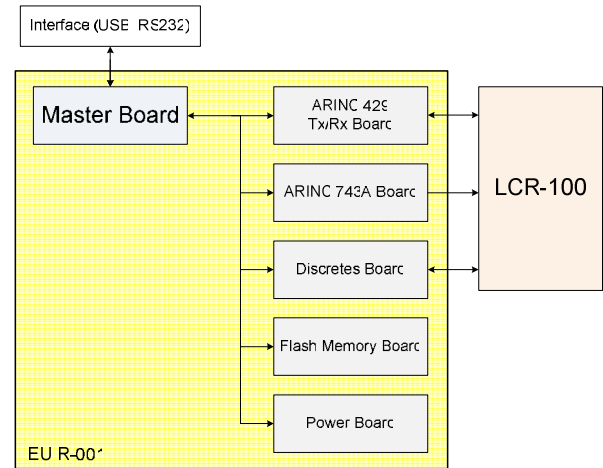


Figura 7. Diagrama en Bloques EU R-001

El módulo maestro del sistema (*Master Board*) interactúa con los módulos esclavos a través de una comunicación RS422, utilizando un protocolo desarrollado para el proyecto. Este módulo es capaz de generar acciones sobre los esclavos (por ejemplo: inicialización), y realizar lecturas o escrituras de datos. El software de esta unidad está basado en un conjunto de tareas y un *scheduler* de tiempo real encargado de administrar las mismas.

El módulo maestro pueda tener relevamiento de todos los módulos esclavos, tanto del estado de salud como del flujo de datos que provienen de la unidad inercial. El estado de salud permite identificar tanto fallas particulares de cada uno de los esclavos, así como también fallas en los dispositivos que comprenden el sistema. El grado de severidad de una falla es un elemento que debe ser intensamente evaluado. El sistema desarrollado es un sistema crítico, y no es recomendable generar una alarma por un problema que puede ser resuelto a partir de una acción simple. Por esto, se establece un conjunto de políticas asociadas para cada una de las posibles fallas del sistema. Estas políticas deben proveer también la capacidad de resolver conflictos presentes en el mismo módulo maestro.

Dentro del conjunto de los esclavos se encuentra un módulo encargado de realizar la conversión de una entrada GPS NMEA en una salida ARINC 743A (*ARINC 743A Board*). Esta señal brinda a la unidad inercial una mayor robustez y mejora aún más la performance en la navegación [10]. Este esclavo es el responsable de realizar la extracción de datos necesarios existentes dentro de los paquetes NMEA y efectuar la conversión de los mismos a sus correspondientes paquetes ARINC. Cada uno de los datos es computado realizando las operaciones matemáticas necesarias para su adecuación. La implementación de este módulo, permite una reducción considerable de costos y sustitución de importación a un GPS ARINC743A comercial.

La interfaz con la unidad inercial (*LCR-100*) es establecida mediante un esclavo con capacidades de recepción y transmisión de paquetes ARINC 429 (*ARINC 429 TX/RX Board*). Este módulo selecciona un conjunto de paquetes

recibidos desde la unidad inercial para ser enviados al módulo maestro cuando éste lo requiera. Asimismo, este módulo es capaz realizar las transmisiones ARINC hacia el LCR-100 solicitadas por el módulo maestro.

El módulo de potencia DC-DC (*Power Board*) alimenta eléctricamente al sistema. Además, monitorea las tensiones, corrientes, y la temperatura dentro de la EU R-001. Esta información es reportada al modulo maestro.

La unidad electrónica también se compone de un módulo que interpreta entradas y salidas discretas (*Discretes Board*). Estas señales se corresponden con las señales discretas de la unidad inercial. Entre ellas se puede mencionar la señal de ON AIR/ON GROUND asociadas al tren de aterrizaje del avión, así como las indicaciones lumínicas para el piloto.

Existe dentro de la unidad electrónica un modulo esclavo adicional, que tiene asociada una memoria flash (*Flash Memory Board*). La información de los dispositivos se almacena en esta memoria (hasta 4 horas de log).

IV. TESTEO DEL SISTEMA

La etapa de testeo del sistema se llevó a cabo mediante el canal de comunicación RS232 y USB existente en el modulo maestro. A través de estos canales es posible realizar una conexión con una PC utilizando un software desarrollado. Una vez establecida la conexión, el sistema cambia su modo de ejecución normal a un modo monitor.

Dentro de las capacidades del software, permite realizar una evaluación de los datos del sistema en tiempo real en una interfaz visual. En la misma, se puede observar tanto el estado de cada uno de los módulos, así como también la información asociada. En la Fig. 8 se presenta una captura de pantalla de la herramienta.



Figura 8. Captura de herramienta de testeo.

Mediante el uso de este software es posible realizar además un *dumping* de la memoria Flash en un archivo. El archivo puede ser utilizado por la herramienta para realizar una verificación offline de la información. De esta manera, se pueden analizar datos reales luego de un vuelo.

Debido a que el sistema contiene información acerca de la posición de la aeronave, así como también la información de *roll*, *pitch* y *heading*, existe la posibilidad de reconstruir un vuelo realizado en una simulación. En la Fig. 9 se presenta una captura de la herramienta de simulación, en la cual se detalla sólo la información de posición, altitud, actitud y rumbo.

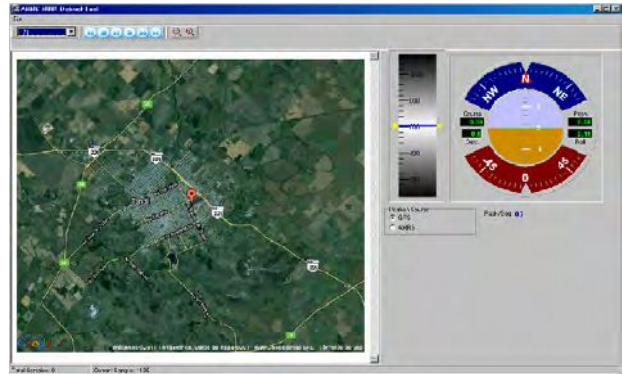


Figura 9. Captura de Herramienta de Reconstrucción de vuelo.

Estos resultados pueden ser utilizados durante las fases de entrenamiento de pilotos, realizando una comparación entre la reconstrucción del vuelo contra un planeamiento previo.

V. RESULTADOS EXPERIMENTALES

Debido al tipo de aeronave para la cual se diseño el sistema, es sumamente importante que la unidad electrónica (EU R-001) desarrollada sea homologa bajo las normas ambientales DO-160D [11].

Se realizaron pruebas referidas a temperatura (*stress* térmico, supervivencia entre -40°C a $+85^{\circ}\text{C}$ y funcionamiento entre dichos rangos), vibraciones, ensayo de humedad en ciclos de 24 horas (97% HR) y ensayos de altitud hasta los 45.000 pies.

Para la integración del sistema, se realizó un protocolo de test de vuelos. El primero de ellos fue un testeo en tierra, realizando un carreteo de la aeronave en pista para comprobar la integridad del conjunto.

Luego, un primer vuelo recto y nivelado para determinar la performance general del sistema. En un segundo vuelo, se realizaron maniobras para analizar la respuesta dinámica del sistema AHRS R-001 (unidad inercial y unidad electrónica).

Los vuelos completos fueron almacenados en la *Flash Memory Board*, de manera que se pudo analizar y reconstrucción los mismos en tierra. Las riqueza de estos datos fueron utilizados para obtener conclusiones y un feedback del comportamiento del sistema.

VI. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

Luego de finalizado los vuelos de testeo, el resultado obtenido fue muy satisfactorio, ya que el piloto encontró seguridad en el sistema, movimientos continuos y suaves en los instrumentos de vuelo (ADI y RMI) respecto a la central giroscópica anterior.

Comparado con el sistema reemplazado, el sistema AHRS R-001 es inercial, con lo cual se puede proveer una gran cantidad de datos útiles para la navegación como posición, aceleraciones y velocidades. Además, existe la posibilidad de integración de otros instrumentos como computadoras de datos de aire y FMS (*Flight Management Systems*).

La variedad de datos que puede proporcionar el sensor inercial, brinda la posibilidad de una gran variedad de modernizaciones, como ser un *debriefing* del vuelo y la incorporación de un *datalink* en las aeronaves. El *debriefing* del vuelo, que puede ser reconstruido en tierra en simulaciones 3D. Esto es una herramienta fundamental para la aeronave escuela, donde el piloto puede analizar su performance en el aire.

Con instalación de un *datalink* se podrá transmitir la información de vuelo de cada aeronave que se encuentre en el espacio aéreo, de manera de poder realizar maniobras en conjunto para el adiestramiento de los pilotos.

REFERENCES

- [1] L. Zhao, L. Yan, J. Cheng, and X. Wang, "The Research of Inertial Navigation System Based on Submarine Space Motion", in Proc. PACIA (1), 2008, pp.751-755.
- [2] Thomas Loffler, John Nielson. International HARM precision navigation upgrade A GPS/INS missile upgrade that improves effectiveness and minimizes friendly-fire accidents[J], IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2003, 18(5):26-31
- [3] G. Sagnac. Comptes Rendus, 157:708-710, 1913.
- [4] Post, E.J., "Sagnac Effect", Review of Modern Physics, Vol. 39, April, 1967
- [5] S. Ezekiel, S.P. Smith, F. Zaritetchi., "Basic Principles of Fiber-Optic Gyroscopes", chap. 1, 1994
- [6] G. Handrich, "Fiber Optic Gyro Systems and MEMS Accelerometer", LITEF GmbH Freiburg
- [7] Redimec S.R.L, www.redimec.com.ar
- [8] D.H. Titterton, J.L. Weston, "Strapdown Inertial Navigation Technology", second Edition, Paul Zarchan, AIAA, 2004
- [9] Northrop Grumman LITEF GmbH, "INSTALLATION MAINTENANCE INSTRUCTION Rev. F". July, 2009
- [10] W.E. Bradley, F. van de Kop, "A comparison of a mechanically stabilized gyrocompass and a GPS-aided inertial navigation system", OCEANS '99 MTS/IEEE, vol.2, 1999.
- [11] RCTA Inc, "DO-160 Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment", July, 1997