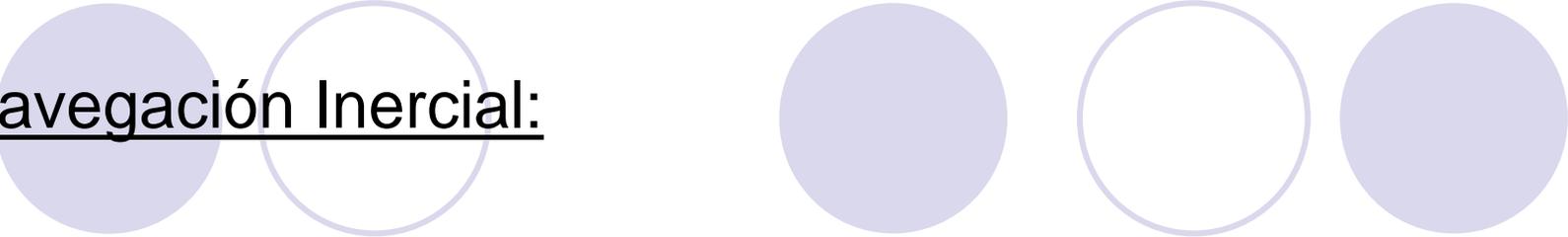




Primera Jornada de Tesisistas de Grado de Ingeniería Electrónica

Sistemas de Navegación para Cohetes
Suborbitales



Navegación Inercial:

El arte y la ciencia de determinar la posición, velocidad y orientación de un vehículo con medidas de aceleración y velocidad angular inerciales a bordo.

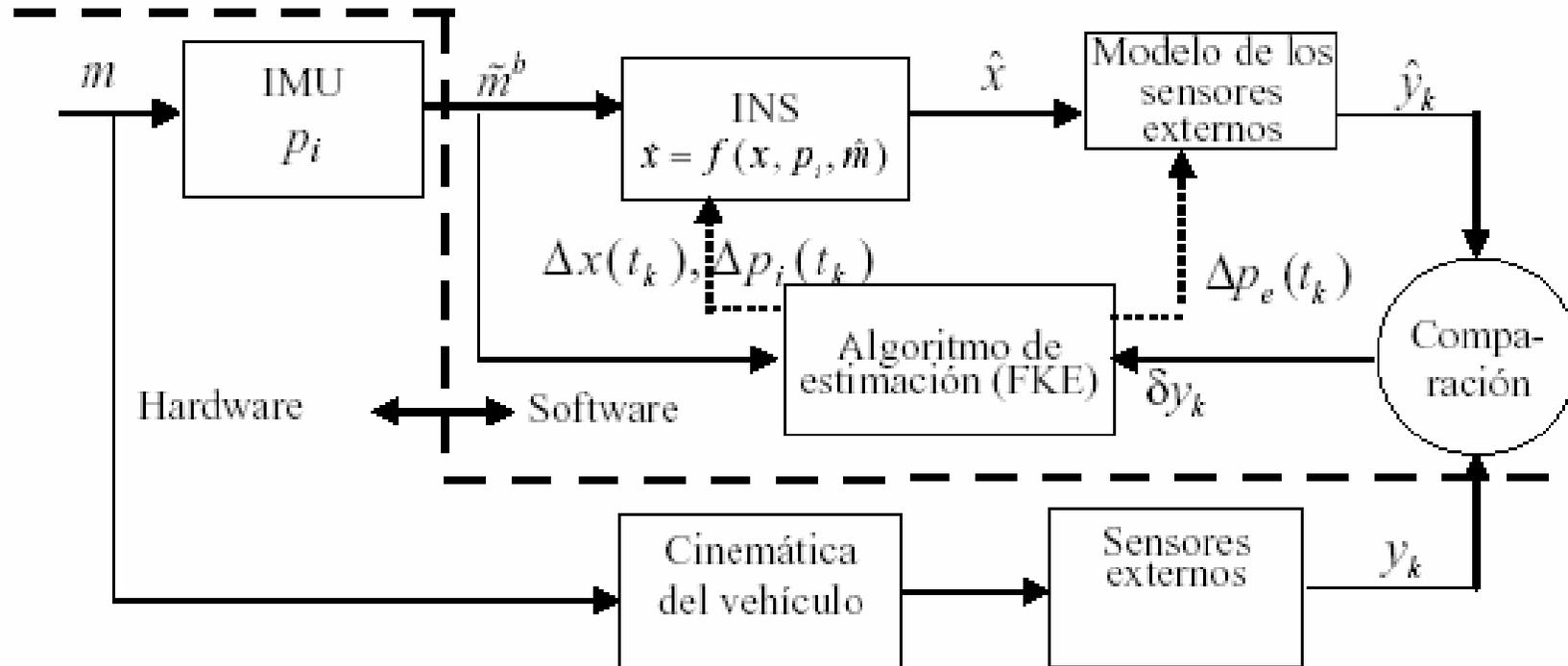
Es necesario integrar en tiempo real las ecuaciones cinemáticas que vinculan las variables mencionadas.

Navegación Integrada:

Fusiona la información de sensores inerciales con sensores externos sobre posición, velocidad y orientación.

Permite acotar los errores de navegación manteniendo una alta tasa de información.

Esquema de Navegación integrada con fusión de datos.



y_k : Mediciones externas cada T_k

\hat{x} : Variables de navegación cada $T_s < T_k$

p_i : Parámetros de sensores inerciales

p_e : Parámetros de sensores externos

Modelo de propagación del error.

El FKE estima los errores de: Posición ($\delta\mathbf{R}^e$), velocidad ($\delta\mathbf{V}^e$), orientación (φ^e) y sesgos instrumentales ($\delta\mathbf{b}_\omega, \delta\mathbf{b}_f$)

$$\delta\dot{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} \delta\dot{\mathbf{R}}^e \\ \delta\dot{\mathbf{V}}^e \\ \dot{\varphi}^e \\ \delta\dot{\mathbf{b}}_\omega \\ \delta\dot{\mathbf{b}}_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I}_3 & 0 & 0 & 0 \\ \boldsymbol{\gamma}_R^e & -2\mathbf{S}(\boldsymbol{\Omega}_{ie}^e) & -\mathbf{S}(\mathbf{f}^e) & 0 & \mathbf{C}_b^e \\ 0 & 0 & -\mathbf{S}(\boldsymbol{\Omega}_{ie}^e) & \mathbf{C}_b^e & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{R}^e \\ \delta\mathbf{V}^e \\ \varphi^e \\ \delta\mathbf{b}_\omega \\ \delta\mathbf{b}_f \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{C}_b^e & 0 & 0 \\ \mathbf{C}_b^e & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{I}_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_\omega \\ \xi_f \\ \xi_{b\omega} \\ \xi_{bf} \end{bmatrix}$$

$$\delta\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(t)\delta\mathbf{x} + \mathbf{B}(t) \begin{bmatrix} \xi_\omega \\ \xi_f \\ \xi_{b\omega} \\ \xi_{bf} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. de estado;}$$

$$\delta\mathbf{y} = \delta\mathbf{R}^e + \xi_y \quad \text{Ec. de salida.}$$

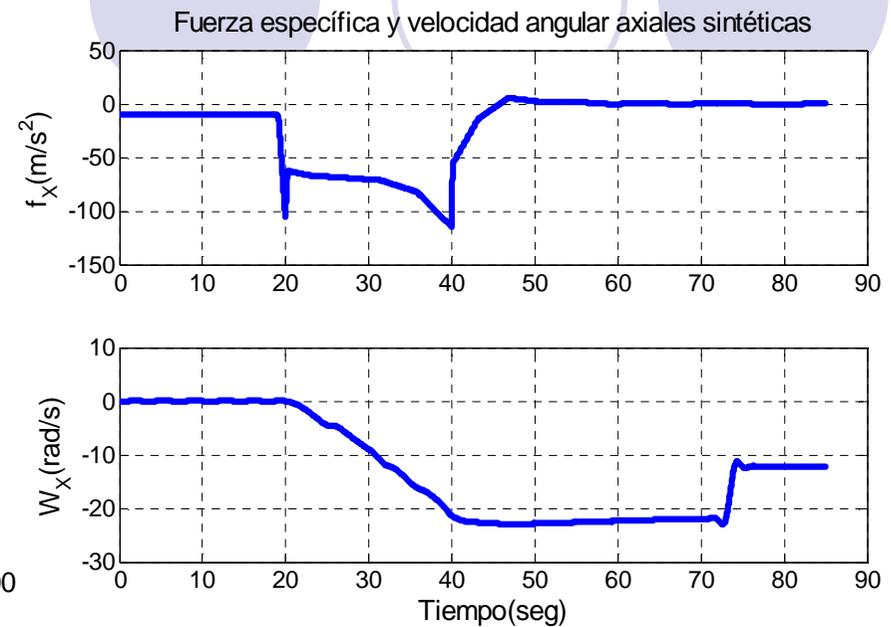
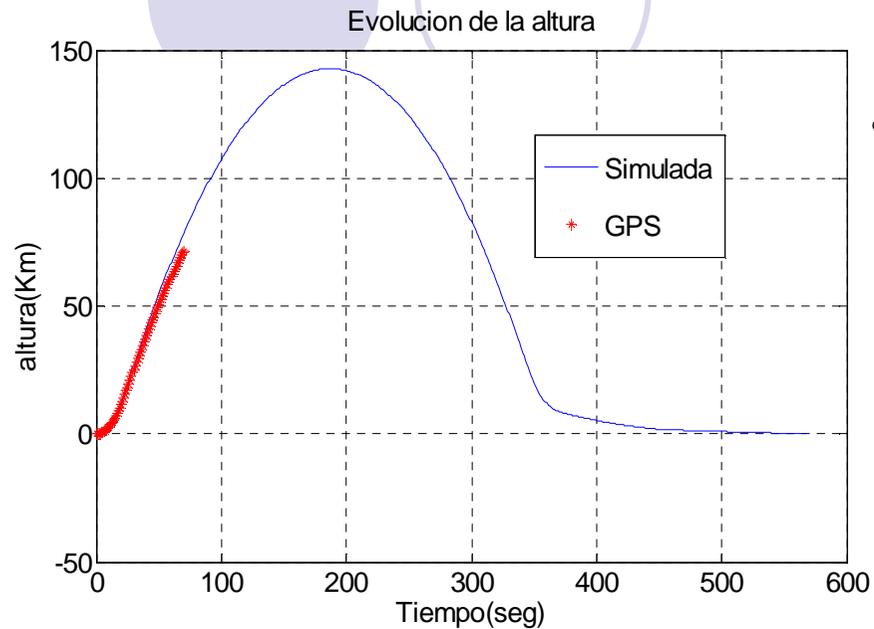
Los ξ son ruidos blancos gaussianos de media nula.

Aplicación a la navegación del cohete sonda VS30.

Carga útil:

- Unidad de mediciones inerciales (UMI).
 - a) Unidad inercial Systron Donner: 3 acelerómetros y 3 giróscopos comerciales.
Adicionales en el eje del cohete:
 - b) Un giróscopo interferométrico de fibra óptica (CIOP).
 - c) Un acelerómetro (IUA).
- 2 receptores GPS (UNLP y Brasil).
- Celdas solares para medición del versor sol.
- Computadora de Navegación.
Almacena los datos de los sensores y ejecuta un algoritmo de navegación inercial en tiempo real (FIUBA).

Datos para la evaluación del algoritmo.

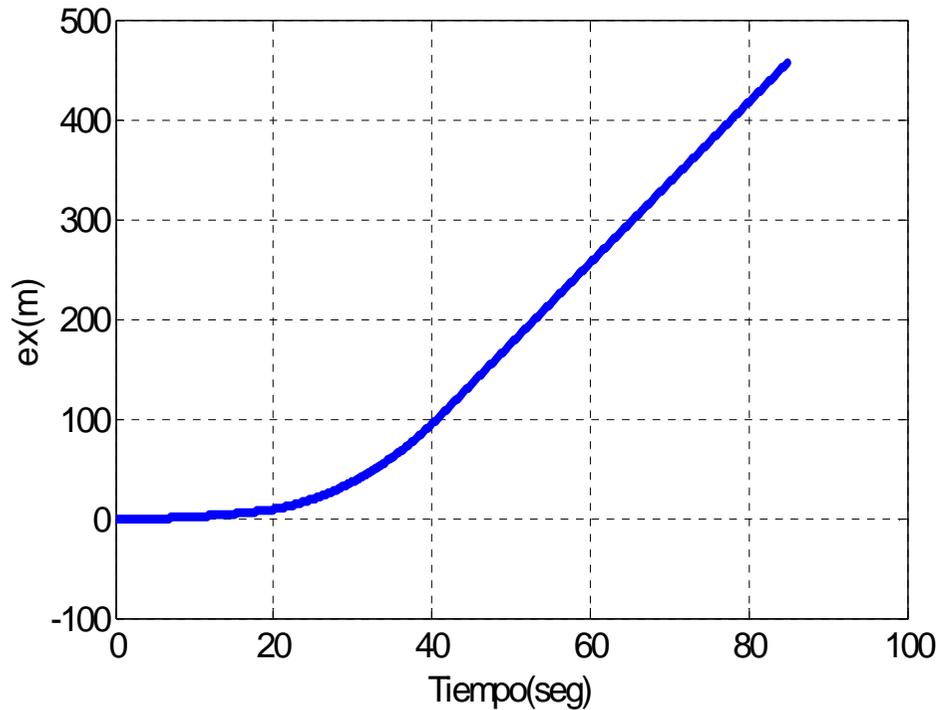


- $t < 20s$: En reposo sobre la rampa, los acelerómetros miden la gravedad en terna b.
- $t = 20s$: Instante de lanzamiento del cohete.
- $20s < t < 40s$: Vuelo propulsado. Aceleración máxima axial $\approx 110m/s^2$ a los 40s.
- $t = 45s$: Adquiere velocidad angular axial máxima teórica $\approx 22rad/s$.
- $t \geq 60s$: Vuelo libre. El acelerómetro mide un valor aproximadamente nulo.
- $t = 74s$: Inicio del despinado con abrupta disminución de la velocidad angular.

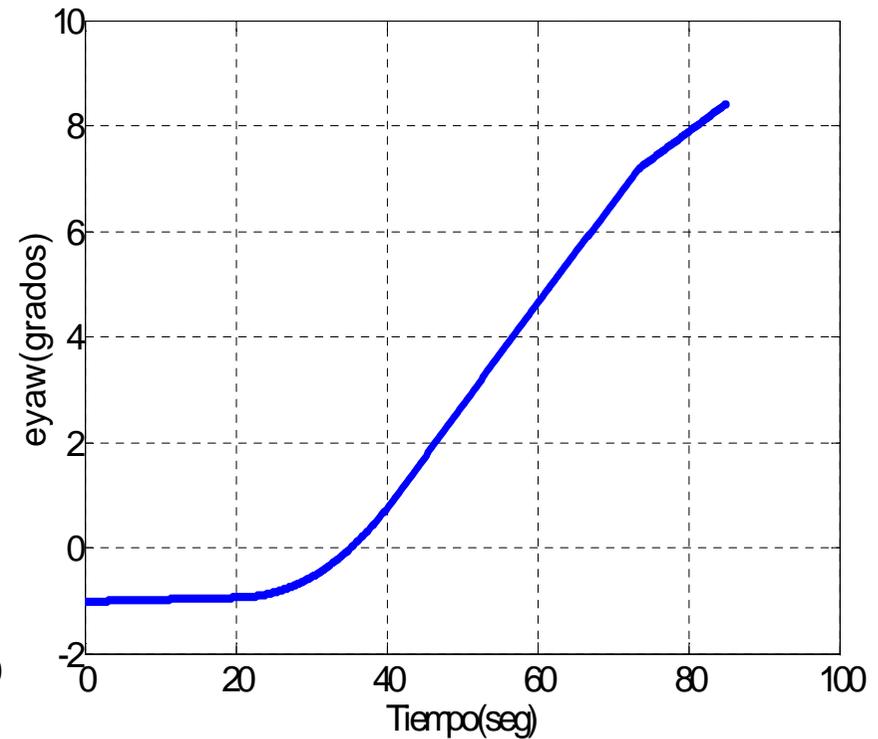
Resultados de Navegación.

- Algoritmo de navegación inercial puro (INS)

Error de posición.



Error de orientación.



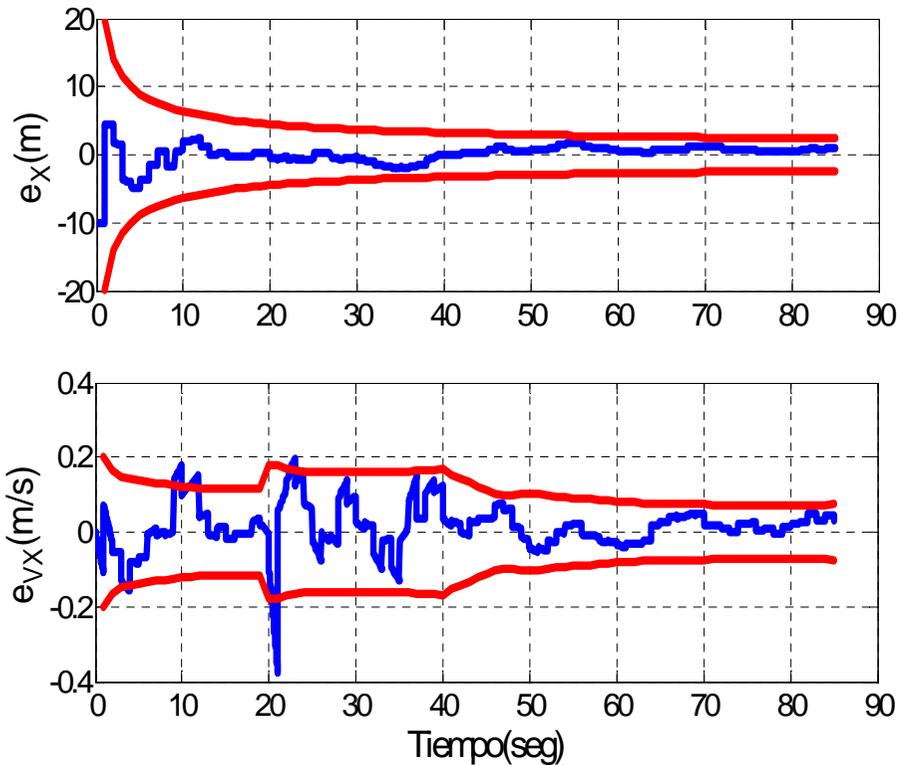
Errores de orientación inicial: $e_yaw= 1^\circ$; $e_pitch= 1^\circ$; $e_roll= 1.5^\circ$

Sensores inerciales Syston Donner

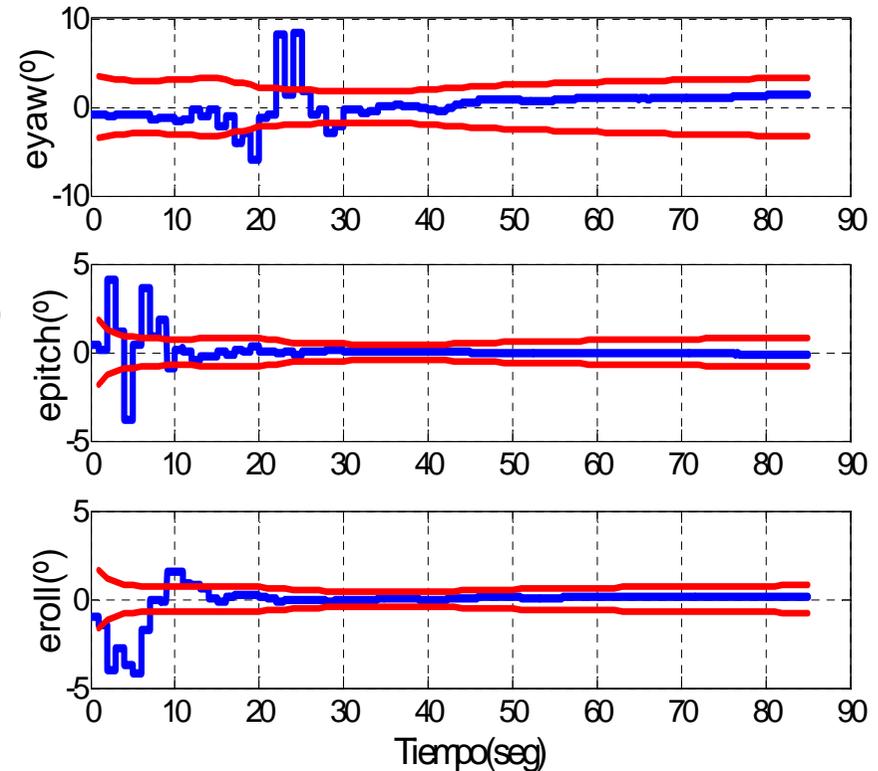
Resultados de Navegación.

- Algoritmo de navegación integrada (INS-GPS)

Error de posición, velocidad y cotas de error.



Error de orientación y cotas de error.



Los errores en las variables de navegación se mantienen acotados.



Conclusiones.

- Los sistemas de navegación inerciales, producto de los errores instrumentales, de CI y aproximaciones de la integración, inducen errores en los parámetros de navegación crecientes con el tiempo.
- Los sistemas de navegación integrada fusionan la información inercial con la de sensores externos, lo cual permite acotar los errores manteniendo altas tasas de información.
- Se presentan los resultados de un esquema basado en el FKE que combina datos inerciales con datos GPS de posición aplicado al cohete sonda VS30.
- Se reducen considerablemente los errores de estimación en posición, velocidad y orientación.
- Los resultados obtenidos posibilitarían implementar un observador de estados para realizar el control, por ej. en el proyecto de los cohetes Tronador de la CONAE.