

## Inertial Navigation System (INS)

Trägheitsnavigationssysteme

### Einführung

- Aufgabenstellung
- Hauptbestandteile des INS: drei **Kreisel**, drei **Beschleunigungsmesser**
- Ausrichtung dieser Sensoren im Raum: **East / North / Up**
- **Position** ergibt sich aus **zweifacher Integration der Beschleunigung**: INS ist **Koppelnavigation**

$$\text{Newton:} \quad \vec{v} = \frac{d\vec{s}}{dt}, \quad \vec{a} = \frac{d\vec{v}}{dt} \quad \Rightarrow$$

$$\vec{s} = \int \vec{v} dt + \vec{s}_0 = \int (\int \vec{a} dt + \vec{v}_0) dt + \vec{s}_0$$

$$\Rightarrow \quad \vec{s} = \iint \vec{a} dt^2 + \int \vec{v}_0 dt + \vec{s}_0$$

$$\text{Alignment:} \quad \vec{v}_0 = 0, \quad \vec{s}_0: \text{Ramp Position}$$

$$\Rightarrow \quad \vec{s} = \iint \vec{a} dt^2 + \vec{s}_0$$

- **Probleme** mit der Realisierung:
  1. **Nachführung** des Koordinatensystems
  2. Mitgemessene **Scheinbeschleunigung**
  3. **Rückgekoppeltes System**
- Historische Realisierung als **Plattformsystem**
- Gegenwärtige Realisierung als **Strap Down System**

# Vorlesung: Flugregelung, Steuerung, Navigation

Lehrbeauftragte: Herr Lück, Herr Rinderknecht, Herr Scheuermann, Herr Brauer

---

## Nachführung des Koordinatensystems

- **Earth Rate:** Nachführung aufgrund der Erdrotation
- **Earth Transport Rate:** Nachführung aufgrund der Flugzeug-Eigenbewegung
- Anfangsausrichtung des Koordinatensystems: **Alignment**

## Korrektur der mitgemessenen (Schein)-Beschleunigungen

- Erdschwerebeschleunigung
- Coriolisbeschleunigung
- Zentrifugalbeschleunigung aufgrund der Flugzeugeigenbewegung
- Navigationsgleichungen

### Standard NAV Equations

$$\bar{\Omega}_G^E = (0, \Omega^E \cdot \cos \varphi, \Omega^E \cdot \sin \varphi); \bar{\Omega}_G^{AIC} = \left(-\frac{V_N}{R+h}, \frac{V_E}{R+h}, \frac{V_E}{R+h} \cdot \tan \varphi\right)$$

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{a} - \vec{a}_{CO} - \vec{a}_{CF} - \vec{G} = \vec{a} - \vec{a}_{CO} - \vec{a}_{CF}^{AIC} - \vec{g}$$

$$\frac{dV_E}{dt} = a_x - 2 \cdot (V_V \cdot \Omega^E \cdot \cos \varphi - V_N \cdot \Omega^E \cdot \sin \varphi) - \left(\frac{V_E \cdot V_V}{R+h} - \frac{V_N \cdot V_E}{R+h} \cdot \tan \varphi\right)$$

$$\frac{dV_N}{dt} = a_y - 2 \cdot V_E \cdot \Omega^E \cdot \sin \varphi - \left(\frac{V_N \cdot V_V}{R+h} + \frac{V_E^2}{R+h} \cdot \tan \varphi\right)$$

$$\frac{dV_V}{dt} = a_z - 2 \cdot (-V_E \cdot \Omega^E \cdot \cos \varphi) - \left(-\frac{V_E^2 + V_N^2}{R+h}\right) - (-g)$$

- **Polproblem** und dessen Beseitigung durch das **Wanderazimutsystem**
- Funktionsweise des **Strap Down Systems**

# Vorlesung: Flugregelung, Steuerung, Navigation

Lehrbeauftragte: Herr Lück, Herr Rinderknecht, Herr Scheuermann, Herr Brauer

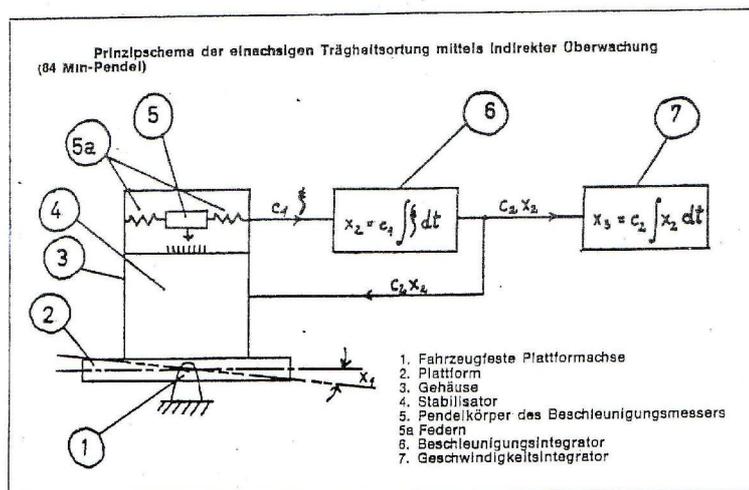
## Das rückgekoppelte System und dessen Fehlerentwicklung

- Die ideale **Schulerschwingung** als Schwingung um die Solllage: negative Rückkopplung
- Idealisierte **Fehlerkurven** und tatsächliche Fehlerkurven
- **Instabilität** des Vertikalkanals

 **Lufthansa**

1941

Der Deutsche Dr. REISCH läßt eine Idee patentieren (einachsige Trägheitsortung mittels indirekter Überwachung), die Vorläufer der Trägheitsnavigatoren ist und von WERNHER von BRAUN und Dr. HÄUSSERMANN in Peenemünde und später von diesen in den USA bei der „National Aeronautics and Space Administration“ NASA weiter entwickelt wird.



Prinzip der Idee, die Dr. REISCH patentiert bekommt.