

Navigation Systemanalyse und Design

Diskussion etablierter Simulationsverfahren
Methode der Fehler- und Kovarianzanalyse
Fehlerbudget und Sensitivitätsanalyse
Fehlertoleranz und Robustheit

Prof. Dr.-Ing. Jürgen Beyer

2 Systemanalyse und Design

- Diskussion etablierter Simulationsverfahren**
 - Implementierung im Rechner
 - Systemeigenschaften
 - Diskrete Systemmodelle
 - Software Verifikation
 - Simulation in der Navigation
- Fehler- und Kovarianzanalyse**
 - Anregung des Prozesses durch Rauschen
 - Musterläufe, Mittelwerte und ± 1 Sigma-Verläufe
- Fehlerbudget und Sensitivitätsanalyse**
 - Einfluss ausgewählter Ur-Fehler auf das Gesamtergebnis
 - Beobachtbarkeit und Detektierbarkeit von Sensorfehlern
- Fehlertoleranz und Robustheit**
 - Bekannte Fehlererkennungsverfahren
 - Multiplex Failure Detection and Isolation (FDI)

- Implementierung im Rechner
 - Navigation erfordert den Einsatz von Computern
 - Statische und dynamische Eigenschaften werden ermittelt
 - Fehlerverhalten und dominante Parameter werden festgelegt
 - Das Verhalten wird in mathematischen Modellen abgebildet
 - Anschließend erfolgt die Bearbeitung im Rechner
 - Unvermeidbares Modellierungsproblem
 - Nur eine endliche Anzahl von Fehlerquellen kann im Modell auch abgebildet werden
 - Dadurch entsteht grundsätzlich eine zu optimistische Abschätzung durch das Fehlermodell
 - Abhilfe kann die absichtliche Überzeichnung vorhandener und modellierter Fehler schaffen
 - Software-Erstellung und Verifikation besitzt eine überragende Bedeutung in der Navigation

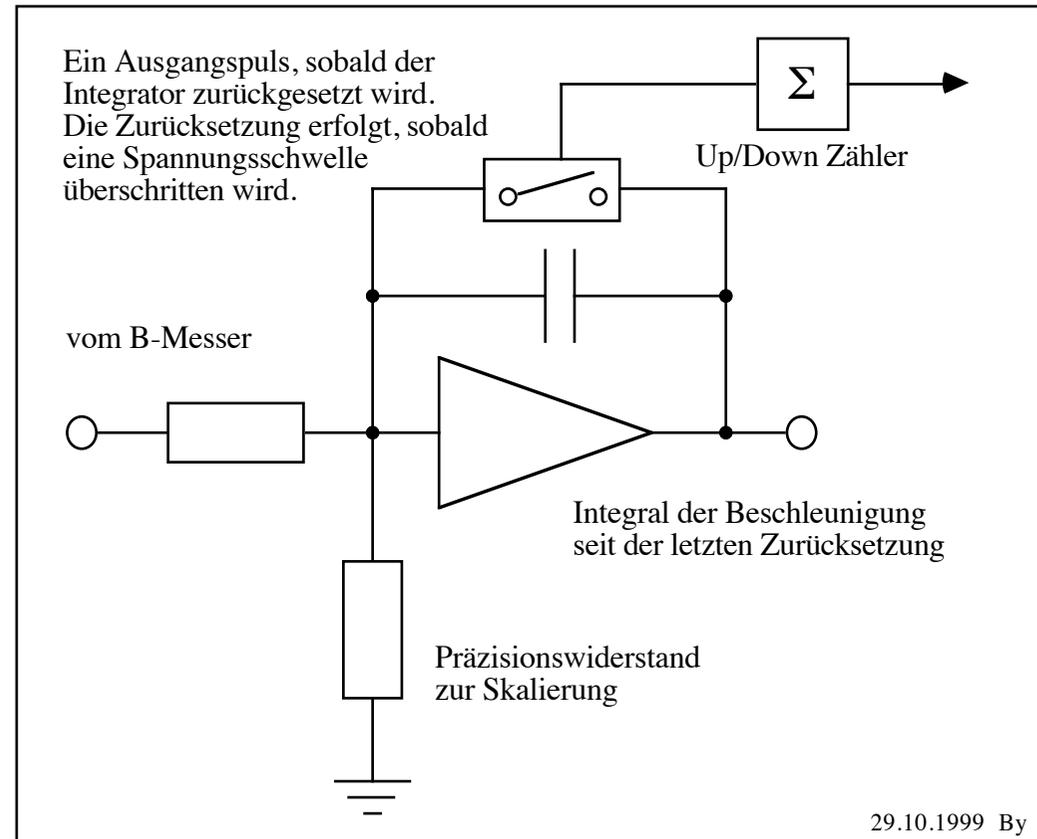
- Systemeigenschaften
 - Aufbau der Fehlermodelle
 - Deterministischer Anteil (Restbias, Skalierungsfehler usw.)
 - Stochastischer Anteil (Rauschen, Verteilung, Korrelation)
 - Statistische Beschreibung durch Mittelwert und Streuung
 - Stochastische Signale (System- und Mess-Rauschen)
 - Weisses Rauschen (im Signal sind alle Frequenzen enthalten) und korreliertes Rauschen (bspw. gefiltertes Rauschsignal)
 - Random Constant (RC) beschreibt Unsicherheit des Anfangswerts eines Signals. Variiert von Einschaltzeitpunkt zu Einschaltzeitpunkt
 - Random Walk (RW) beschreibt die systembedingte Integration von weissem Rauschen. Dominanter Fehler bei Ringlaserkreiseln
 - Ergoden-Hypothese: Statistische Information aus einer Ensemble-Mittelung ist identisch mit der Zeit-Mittelung einer einzelnen Musterfunktion

- Diskrete Systemmodelle
 - Grundsätzliche Problematik
 - Kontinuierliche Modelle sind im Rechner **nicht** abbildbar
 - Es können nur zu diskreten Zeitpunkten abgetastete Signale verarbeitet werden (das führt zu einem Verlust an Information)
 - Auch die Amplituden der Signale sind diskret (Quantisierung)
 - Konsequenz
 - Es müssen zeitdiskrete Modelle entwickelt werden
 - Abtasteffekte und Quantisierung sind zu berücksichtigen
 - Nichtlineare Gleichungen müssen auch linearisiert werden
 - Auswahl eines geeigneten Integrationsverfahrens
 - Vorgabe der Abtastzeit
 - Die Wahl hängt vom dynamischen Systemverhalten ab
 - Abtastzeit wird durch benötigten Rechenaufwand limitiert

- Diskrete Systemmodelle
 - Informationsverlust durch die Abtastung
 - Aliasing- und Jitter Problematik (engl. Jitter = Zittern)
 - Maßnahme: Sensordatenvorverarbeitung
 - Integrierende Analog-Digital Wandler
 - Dadurch Summation statt Integration der Signale möglich
 - Information kommt u.U. zu spät, geht aber nicht verloren
 - Auswahl mathematischer Integrationsverfahren
 - „konservative“ Extrapolation der zu integrierenden Funktionen
 - üblicherweise wird Euler- bzw. Rechteck-Integration verwendet
 - Reihenfolge der rotatorischen und translatorischen Rechnung
 - Parallele Ereignisse müssen im Rechner seriell verarbeitet werden
 - Maßnahme: Rotation und Translation um einen halben Abtastschritt versetzt rechnen

A/D Wandlung eines Beschleunigungsmessers

- Analoge Signale der B-Messer müssen digitalisiert werden
- Die integrierende A/D Wandlung liefert Geschwindigkeitsinkremente ohne einen Informationsverlust
- Die eingehende Beschleunigung wird so lange analog integriert, bis ein Geschwindigkeits-Quant ΔV erreicht ist
- Darauf wird ein +/- Impuls erzeugt und der Integrator zurückgesetzt
- Die Summe der Impulse während des Abtastintervalls Δt entspricht der sensierten Geschwindigkeitsänderung

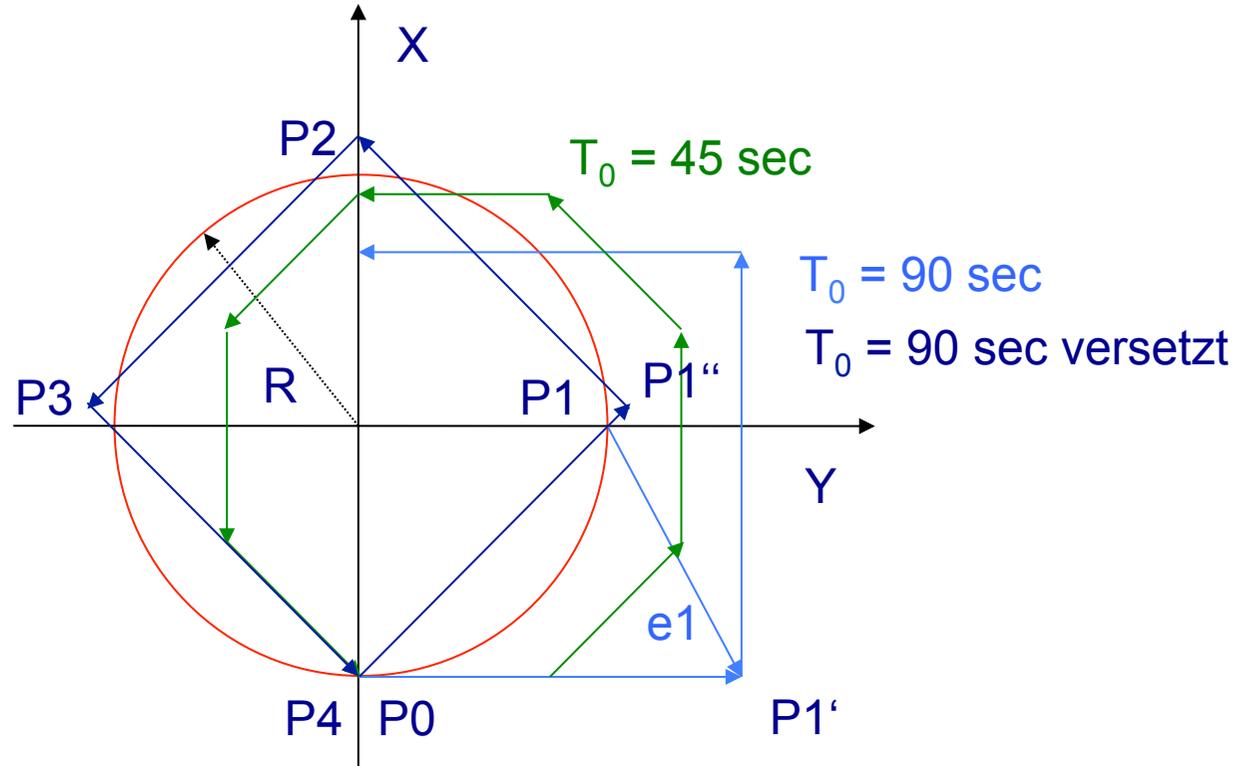


Beispiel zur Abtastproblematik

$\omega = 360 \text{ deg} / 360 \text{ sec}$

$L = \pi \cdot 1000 \text{ m}$

$R = 500 \text{ m}$



$P0 = (-500/0), P1 = (0,500), P2 = (500,0), P3 = (0,-500)$

Velocity: $V_0 = 8,73 \text{ m/sec}$, Gesamtzeitdauer: $T_g = 360 \text{ sec}$

Beispiel zur Abtastproblematik

Abtastzeit dt in sec		Fehler in m	um dt/2 versetzt
dt = 90.000			
Px = -500.000	Py = 785.398	e1 = 575.719	e1 = 78.29138
Px = 285.398	Py = 785.398	e2 = 814.189	e2 = 110.7207
dt = 45.000			
Px = -222.320	Py = 670.379	e1 = 280.099	e1 = 18.50650
Px = 448.059	Py = 392.699	e2 = 396.119	e2 = 26.17215
dt = 10.000			
Px = -44.903	Py = 542.363	e1 = 61.733	e1 = 0.898286
Px = 497.460	Py = 87.266	e2 = 87.303	e2 = 1.270368
dt = 1.000			
Px = -4.376	Py = 504.351	e1 = 6.171	e1 = 0.008975
Px = 499.975	Py = 8.727	e2 = 8.727	e2 = 0.012693
dt = 0.100			
Px = -0.436	Py = 500.436	e1 = 0.617	e1 = 0.000090
Px = 500.000	Py = 0.873	e2 = 0.873	e2 = 0.000127

- Lineares kontinuierliches Systemmodell

$$\dot{\underline{x}} = A\underline{x} + B\underline{u} + G\underline{z}_s \quad \underline{x}(t_o) = \underline{x}_o \quad \text{Systemgleichung}$$

$$\underline{y} = C\underline{x} + D\underline{u} \quad \text{Ausgangsgleichung}$$

$$\underline{m} = \underline{y} + \underline{z}_m \quad \text{Messgleichung}$$

- Äquivalentes zeitdiskretes Systemmodell

$$\underline{x}(tk + 1) = \Phi \underline{x}(tk) + B_k \underline{u}(tk) + \Gamma \underline{z}_s(tk) \quad \underline{x}(t_o) = \underline{x}_o$$

$$\underline{y}(tk) = C \underline{x}(tk) + D \underline{u}(tk)$$

$$\underline{m}(tk) = \underline{y}(tk) + \underline{z}_m(tk)$$

- Software Verifikation
 - Grundsätzliches Problem
 - Ein Computerprogramm wird dann geschrieben, wenn eine Lösung „von Hand“ nicht mehr möglich ist
 - Die Verifikation der Software erfolgt i.d.R. durch den Vergleich mit Ergebnissen „von Hand“ lösbarer Problemfälle (anhand einer begrenzten Anzahl einfacher Beispiele)
 - Extrapolation der Richtigkeit der Ergebnisse auch auf komplexe Anwendungsfälle
 - Anschließend, soweit möglich, Plausibilitätstests
 - Mögliche Gegenmaßnahmen
 - Vergleich der Ergebnisse unterschiedlicher Rechenprogramme
 - Verwendung unterschiedlicher Rechner/Software Plattformen
 - Entwicklung in unterschiedlichen und getrennt von einander arbeitenden Teams

- Software Verifikation
 - Testfahrten und Testflüge
 - sind zeitaufwendig und teuer (deshalb Simulationen)
 - Anstatt des Referenz-Generators wird ein hochgenaues Referenzsignal bei der Datenauswertung benötigt
 - Aussagen zur Genauigkeit des Navigationssystems sind immer durch den Fehlerhaushalt des Referenzsignals limitiert
 - Veränderungen der Filterparameter können ohne neue Testfahrten/ Testflüge **nicht** verifiziert werden
 - Aussagekraft zur Wirksamkeit von Fehlererkennungsverfahren ist begrenzt, da Fehler (glücklicherweise) nur sehr selten auftreten
 - Grundsätzliche Bedeutung
 - Ein Großteil der Entwicklungskosten neuer Navigationssysteme entfällt auf Verifikation und Zulassung der erstellten Software
 - Analyse- und Auswertesoftware sind in der Regel erheblich umfangreicher als der eigentliche Ziel-Code

- Simulation in der Navigation
 - Sinn und Zweck von Simulationen
 - Auslegung und Fehleranalyse
 - Verifikation neu erstellter Software
 - Einfache Modifikation und Parametrierung
 - Kompetenznachweis im Wettbewerb
 - Komponenten eines Simulationsprogramms
 - Referenz-, Fehlerdaten und Rausch-Generator
 - Unterschiedliche Navigations- und Filter-Algorithmen
 - Unterschiedliche Methoden und Auswerteverfahren
 - Geeignete Methoden der Ergebnisdarstellung
 - Gängige Auswerteverfahren
 - Monte-Carlo Simulation (Musterläufe)
 - Kovarianzanalyse

- Wann sind Simulationsverfahren etabliert ?
 - Referenz-Generatoren sind nachgewiesen genau
 - Rausch-Generatoren erzeugen schnell und exakt die eingestellten Dichten/Verteilungen und Korrelationen
 - Simulierte Sensorsignale „entsprechen“ den realen Daten d.h. simulierte und gemessene Signale sind austauschbar
- Nachweis durch Testfahrten und Testflüge
 - Filterergebnisse mit realen Signalen sollen etwas besser sein, als mit künstlich erzeugten Daten (konservative Simulation)
 - Veränderungen in der Simulation lassen sich auch im realen Betrieb nachweisen (z.B. nach Filteranpassungen)
- Letztendlich muss Vertrauen in die eingesetzten Werkzeuge an unterschiedlichen Stellen vorhanden sein

Klassisches Beispiel:

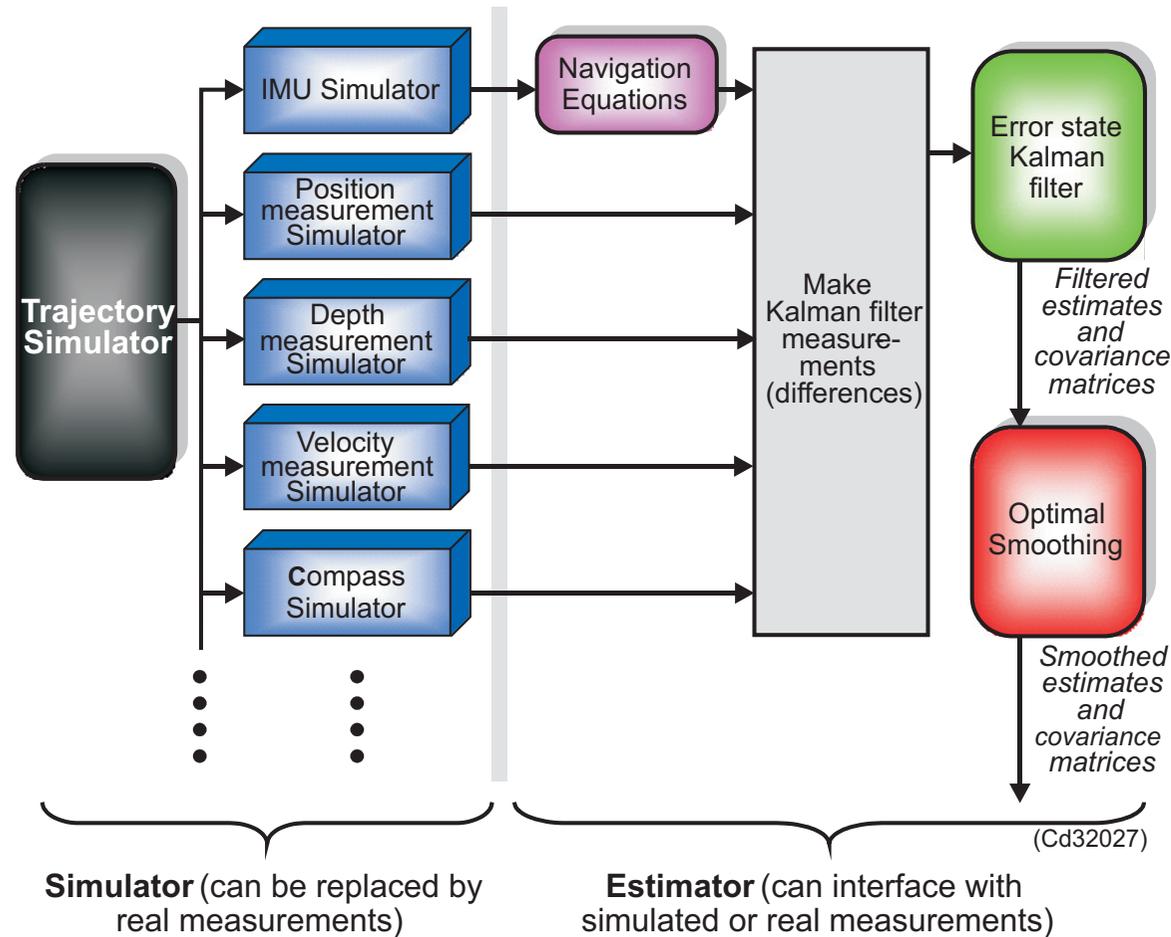
Kongsberg Maritime AS

Strandpromenaden 50
P.O.Box 111
N-3191 Horten,
Norway

Telephone: +47 33 02 38 00
Telefax: +47 33 04 47 53
www.kongsberg.com
subsea@kongsberg.com



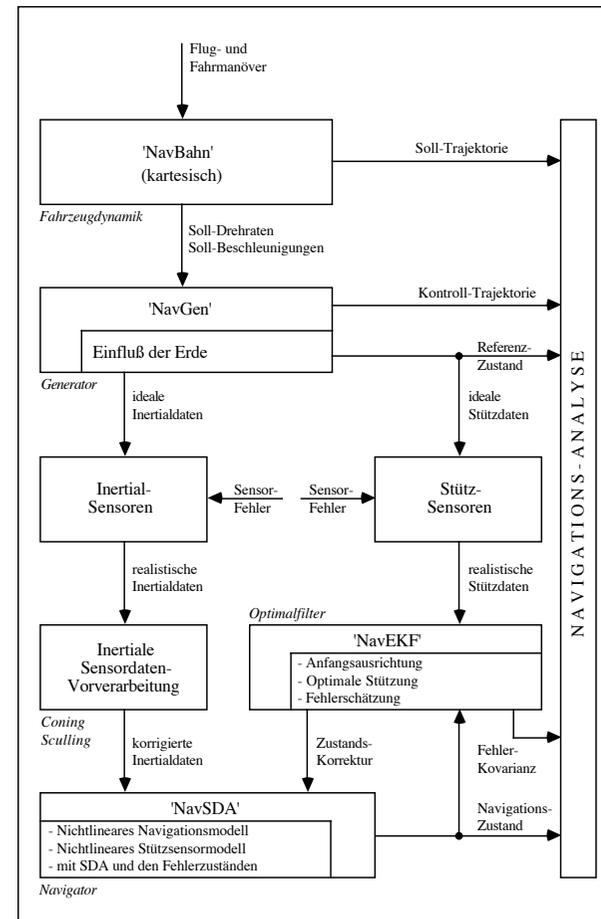
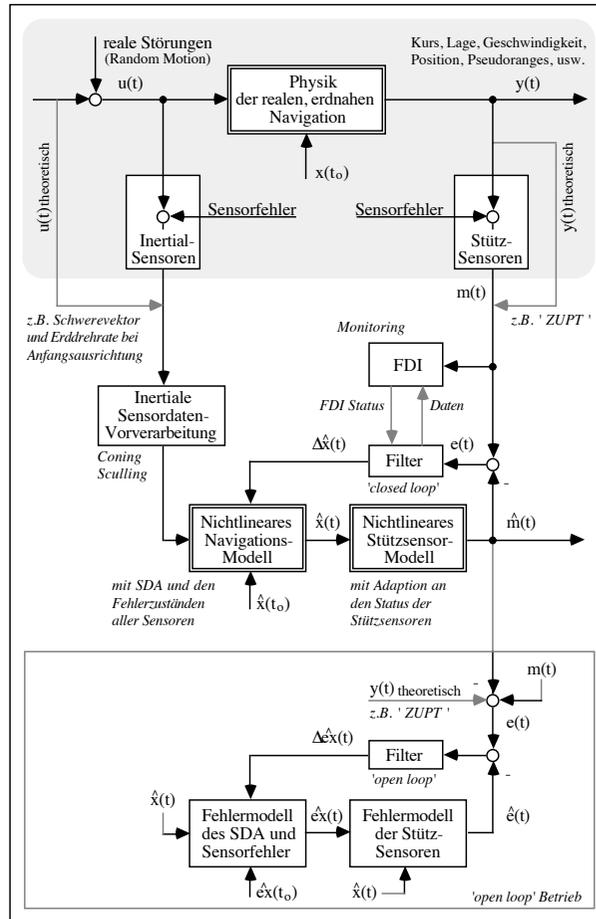
KONGSBERG



<http://www.km.kongsberg.com/navlab>

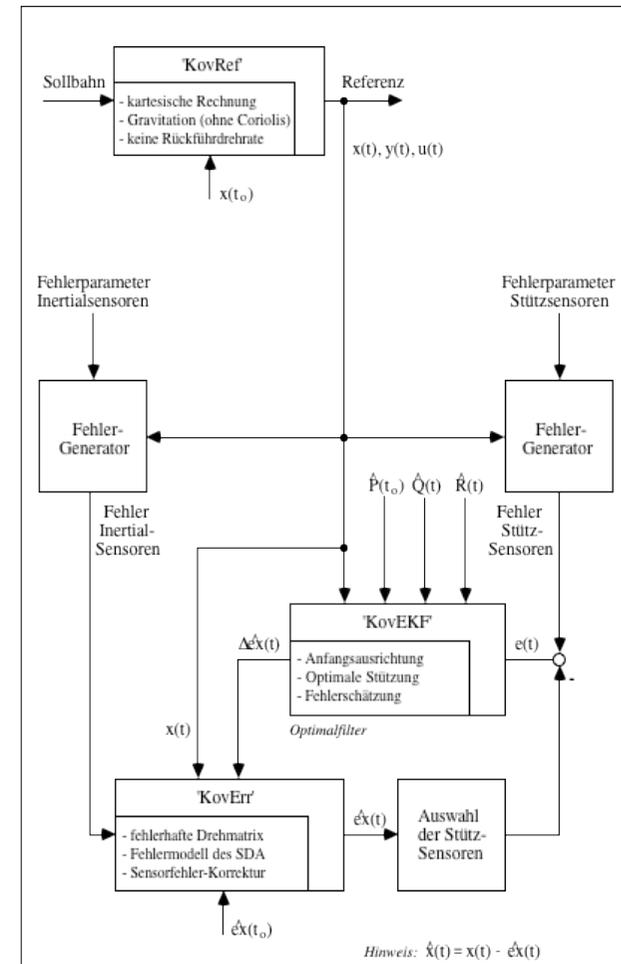
A - NavLab principles

Konzeption und Aufbau von „NavLab“



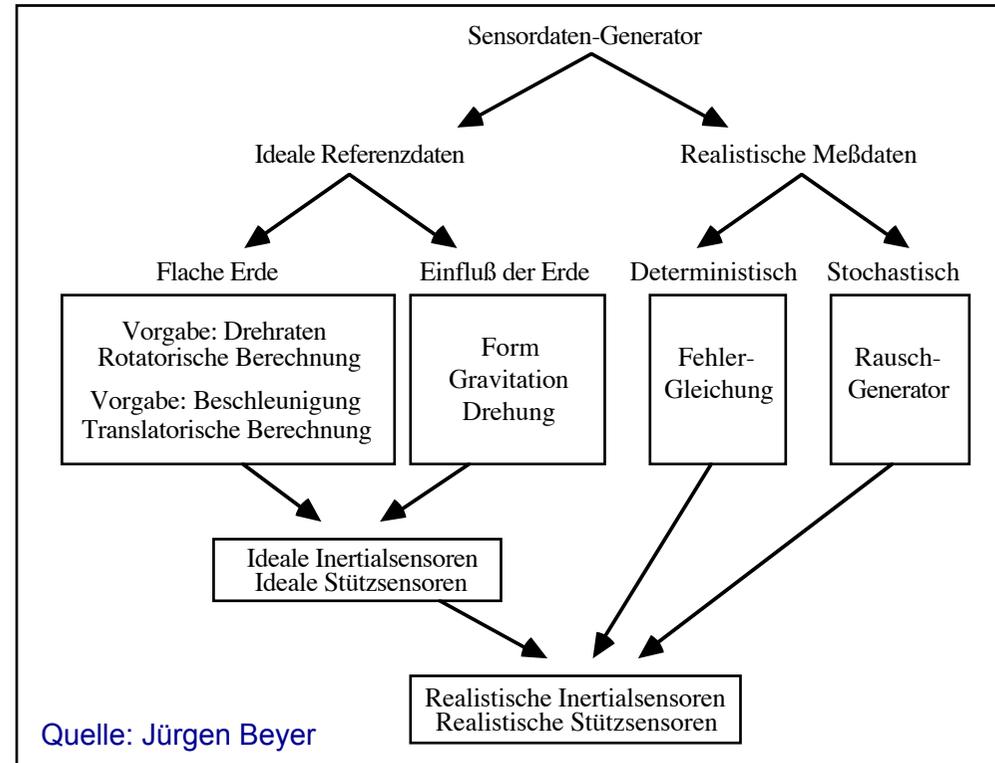
Konzeption und Aufbau von „ErrKov“

- „Errkov“ ergänzt „NavLab“, verzichtet dabei aber vollständig auf die Verwendung nichtlinearer Gleichungen
- Auf die „ideale“ Trajektorie werden additiv Fehler aufgebracht, die nur mit linearen Modellen erzeugt wurden
- Ein Kalmanfilter kann grundsätzlich nur aus linear(isiert)en Modellen aufgebaut werden
- In „ErrKov“ entsteht bei der Auswertung der Residuen im Kalmanfilter kein Konflikt
- Zustands- und Residuen-Fehler müssen nun mit ihren Kovarianzen korrespondieren
- Wenn dies sichergestellt ist, kann wieder mit gleichem Filter, aber mit den nichtlinearen Navigationsgleichungen gearbeitet werden



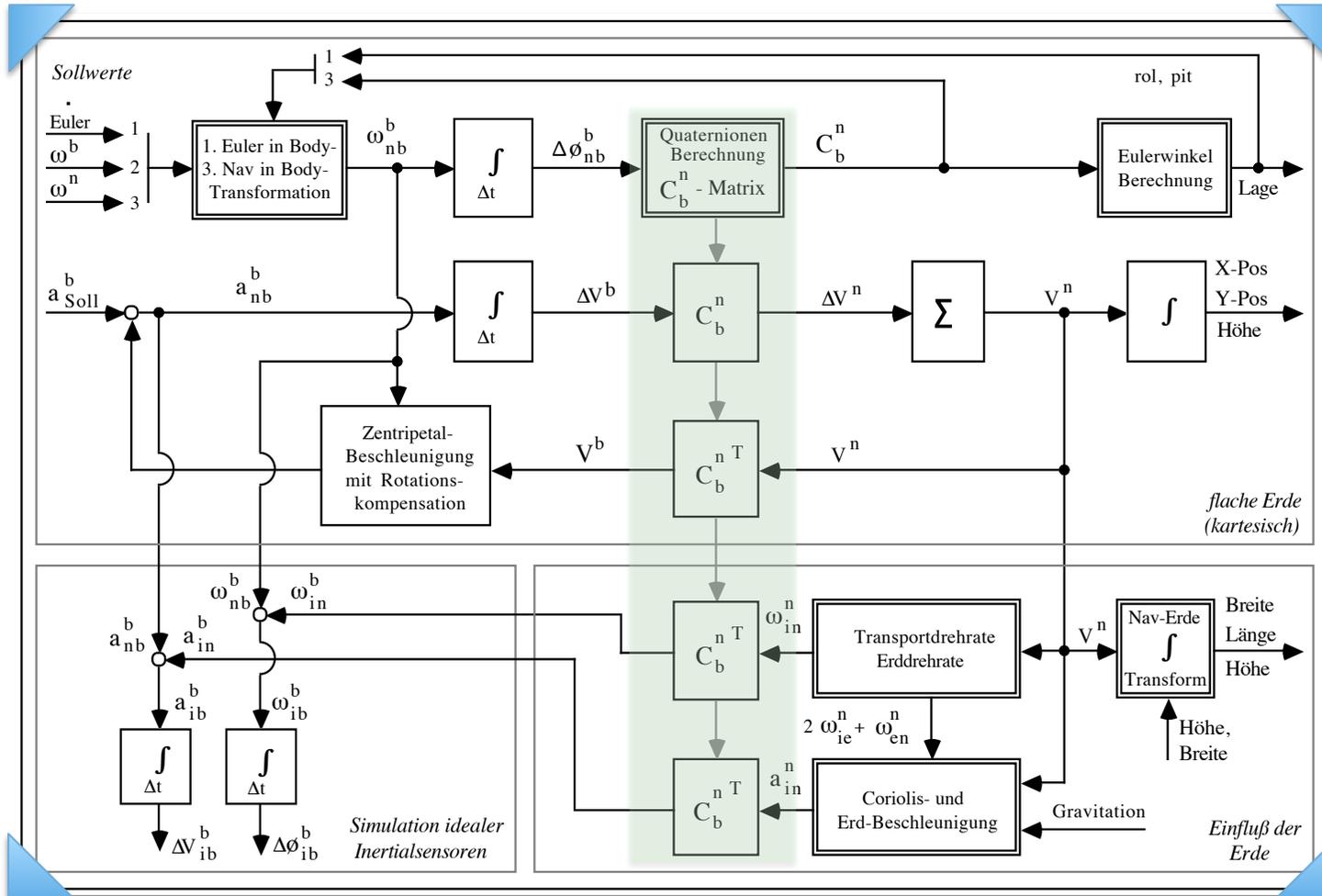
Diskussion etablierter Simulationsverfahren

Aufbau eines Sensordaten-Generators



Navigations-Generatoren müssen etwa um den Faktor 10 besser sein, als die „eigentlichen“ Navigations-Algorithmen. Auch an die Rausch-Generatoren werden sehr hohe Ansprüche gestellt. Gleiches gilt für die Fehlermodelle

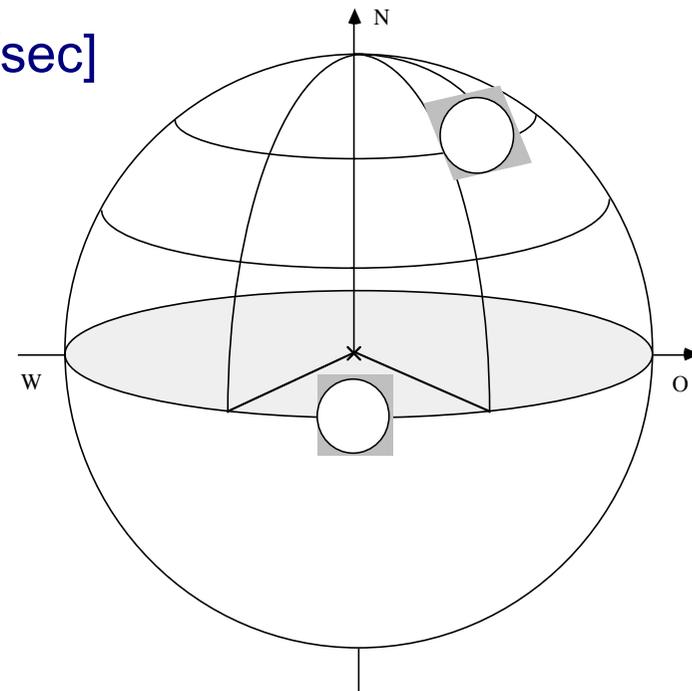
Blockschaltbild eines Sensordaten-Generators

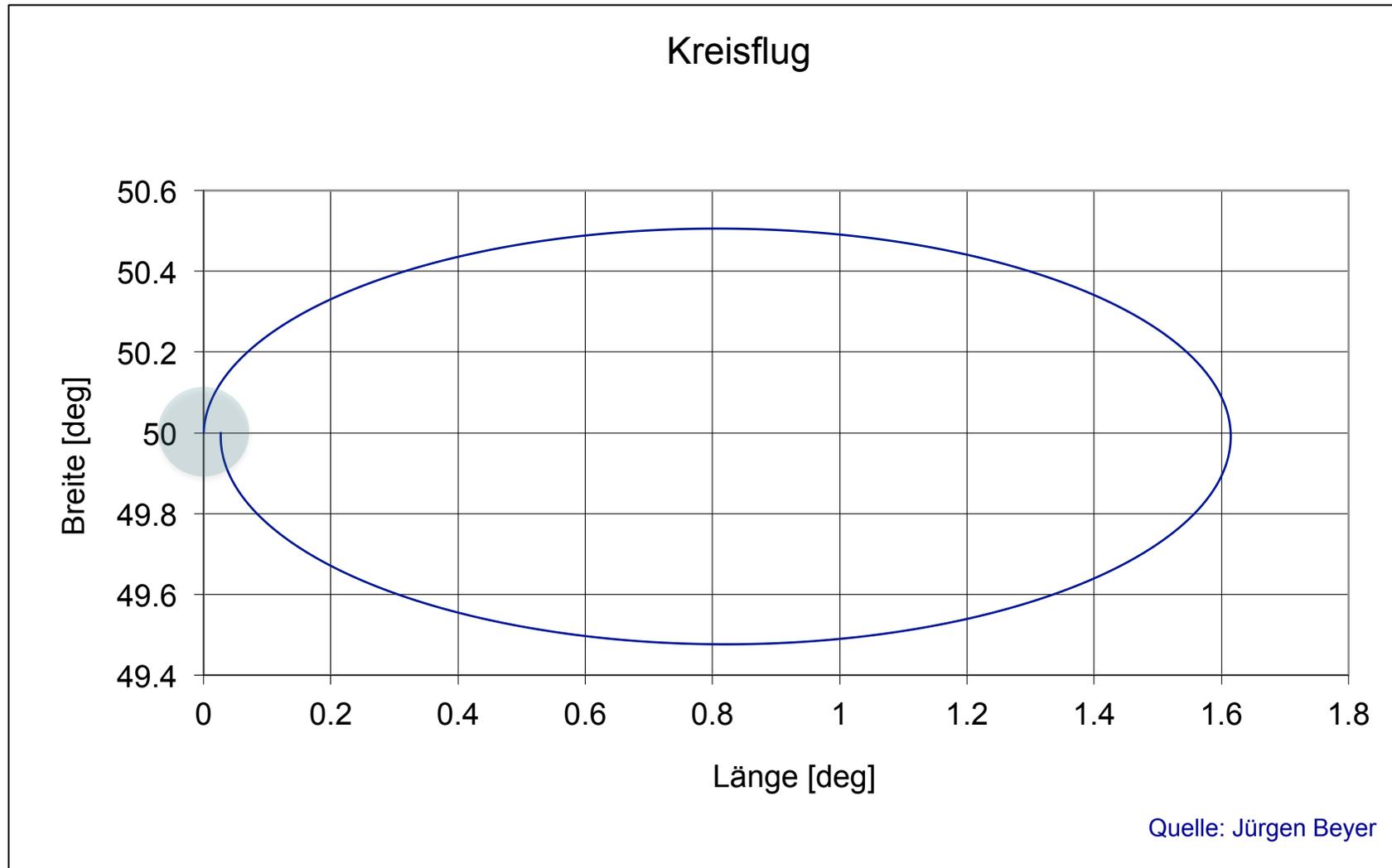


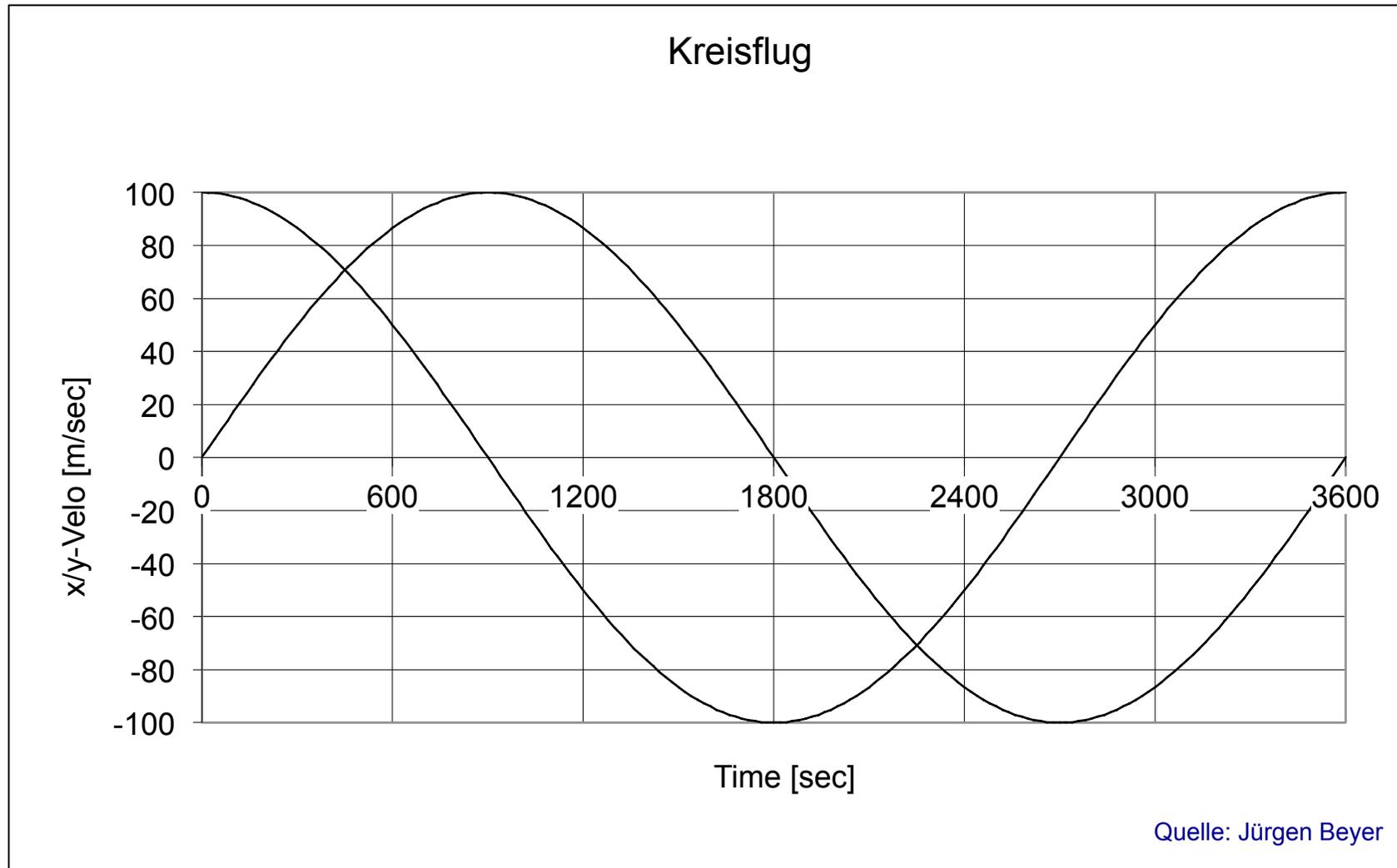
- Genauigkeitstest des Navigations-Generators
 - Idee: Vorgabe einer konstanten Heading-Drehrate und Überprüfung, wie genau der Kreis geschlossen wird
 - Durchführung bei verschiedenen Breitengraden
 - Verwendung unterschiedlicher Abtastzeiten
 - $\Omega = 0.1$ [°/sec], $V_{elo} = 100$ [m/sec]

Δt [sec]	Lat [deg]	ΔLat [m]	ΔLon [m]
0.1	0	-0.002	0.001
1	0	-0.184	0.013
10	0	-18.40	0.045
10	25	-22.26	-752.63
10	50	-22.26	-1919.09

Quelle: Jürgen Beyer

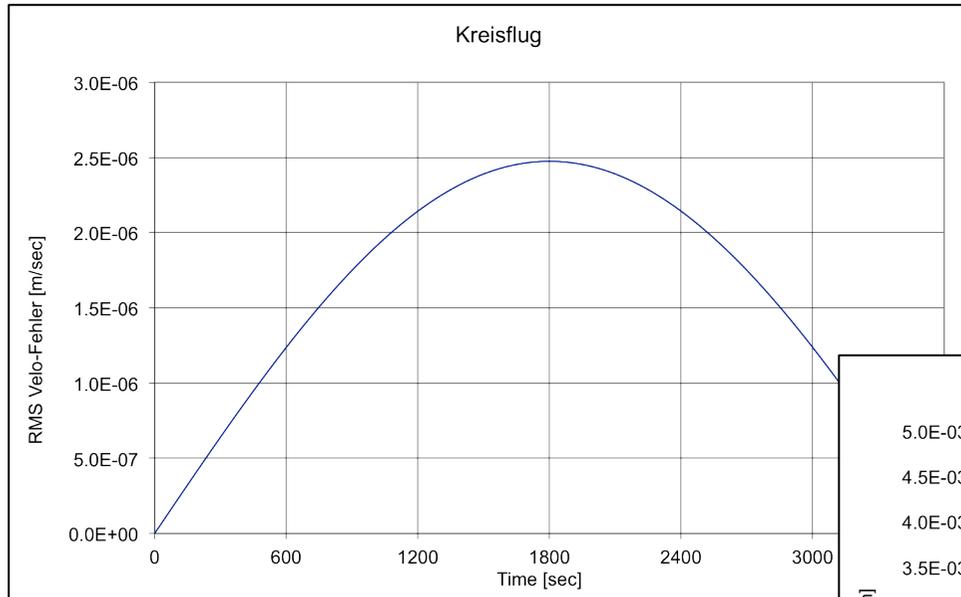






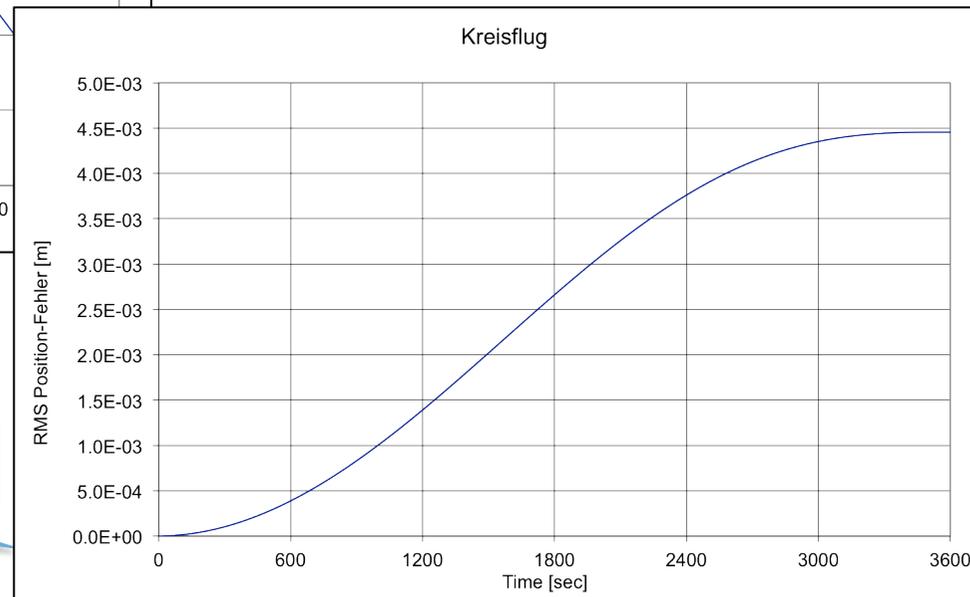
Diskussion etablierter Simulationsverfahren

- $d\Phi = \omega * dt$ ' $d\Phi(tk)$ in [rad]
- $V_{nx} = Vel * \cos\Phi$ ' V_Nord [m/sec]
- $V_{ny} = Vel * \sin\Phi$ ' V_Ost [m/sec]
- ' dV_{bx} und dV_{by} für Kreisflug sind konstant
- $dV_{bx} = Vel * (\cos(d\Phi) - 1)$ 'idealer Wert
- $dV_{by} = Vel * \sin(d\Phi)$ 'idealer Wert
- 'Body to Nav Transformation für Kreisflug
- $dV_{nx} = dV_{bx} * \cos\Phi - dV_{by} * \sin\Phi$
- $dV_{ny} = dV_{bx} * \sin\Phi + dV_{by} * \cos\Phi$
- 'Translation und Rotation auf der Ebene
- $V_{nx} = V_{nx} + dV_{nx}$ ' $V_{nx}(tk+1)$ in [m/sec]
- $V_{ny} = V_{ny} + dV_{ny}$ ' $V_{ny}(tk+1)$ in [m/sec]
- $\Phi = \Phi + d\Phi$ ' $\Phi(tk+1)$ in [rad]



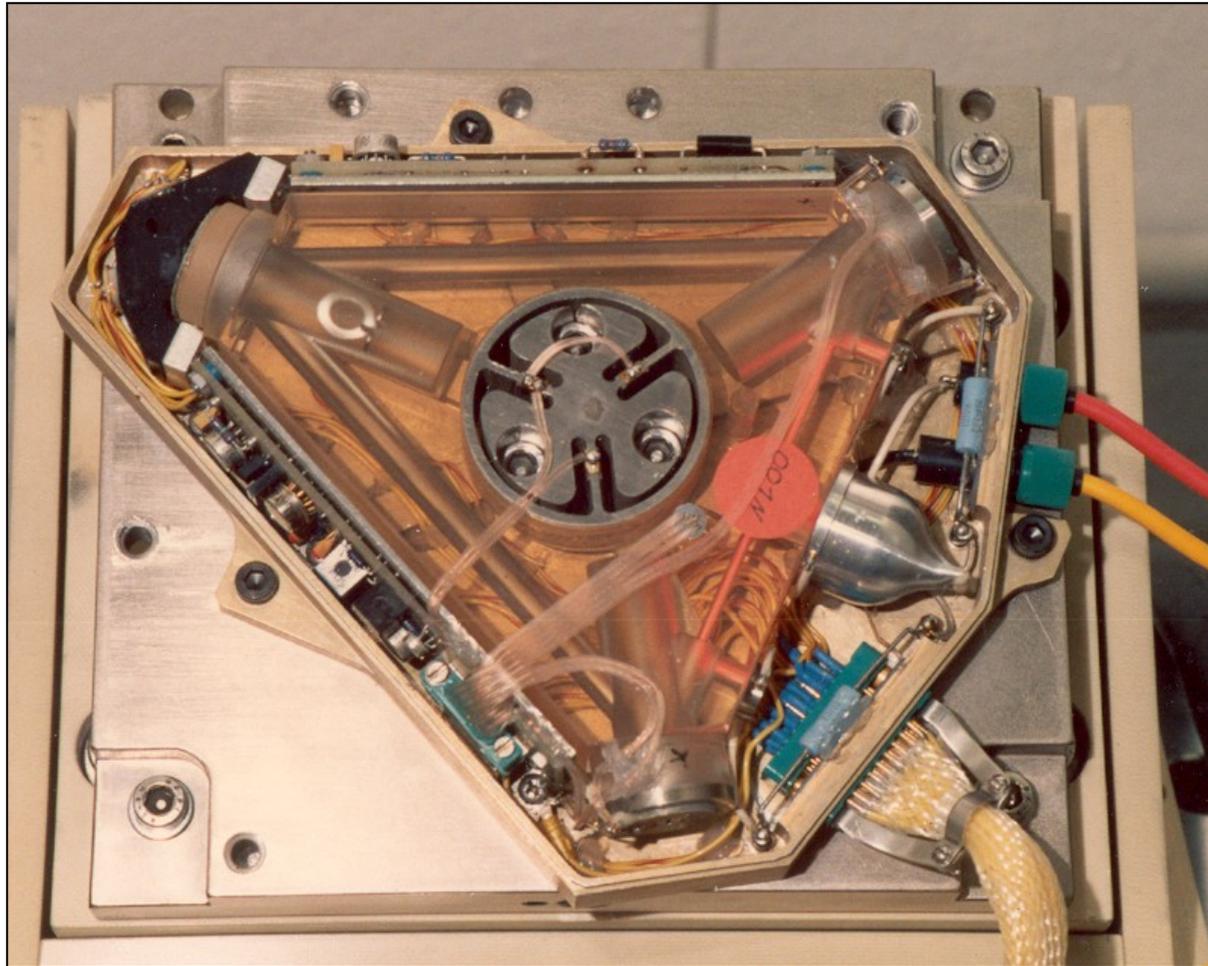
RMS Velo-Fehler < $2.5 \cdot 10^{-6}$ [m/sec]

RMS Position-Fehler < $4.5 \cdot 10^{-3}$ [m]



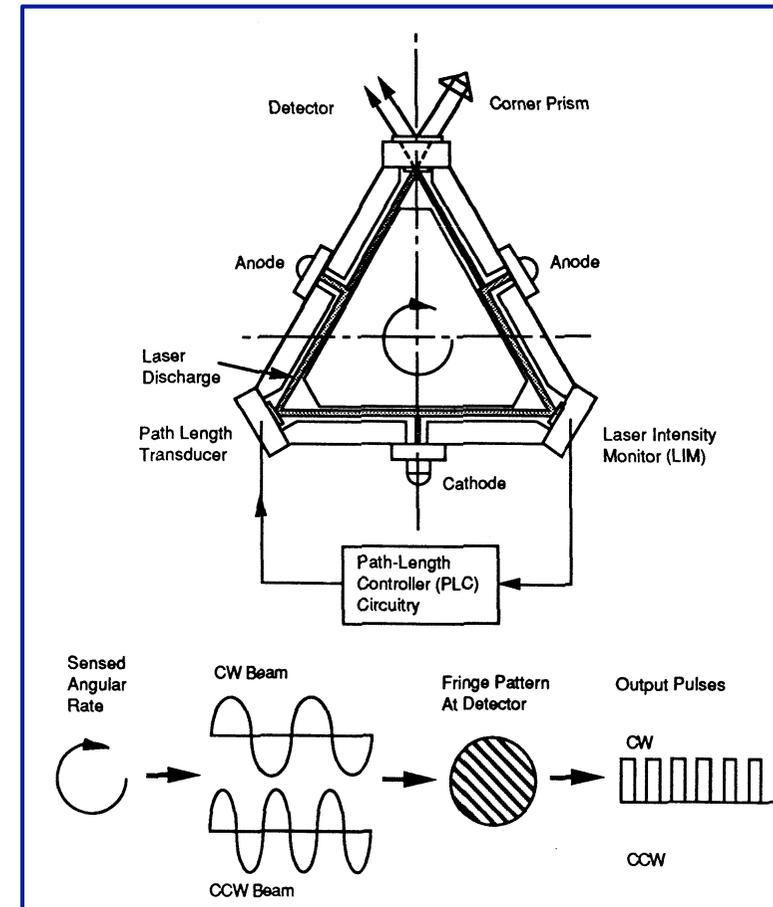
Quelle: Jürgen Beyer

Honeywell GD 1342 (deutscher RLK)



Quelle: Honeywell

- Thermisch stabiler Glasblock
- Ringförmiger Resonator
- Helium-Neon Gasfüllung
- Symmetrische Gasentladung
- 2 umlaufende Laserstrahlen
- Sagnac-Effekt: $\Delta f = 4 A \omega / \lambda P$
 A = Resonatorfläche
 P = Resonatorlänge
 λ = Wellenlänge
 ω = Drehrate
- $\Delta\phi = \lambda P / 4 A$ (Winkelquant)

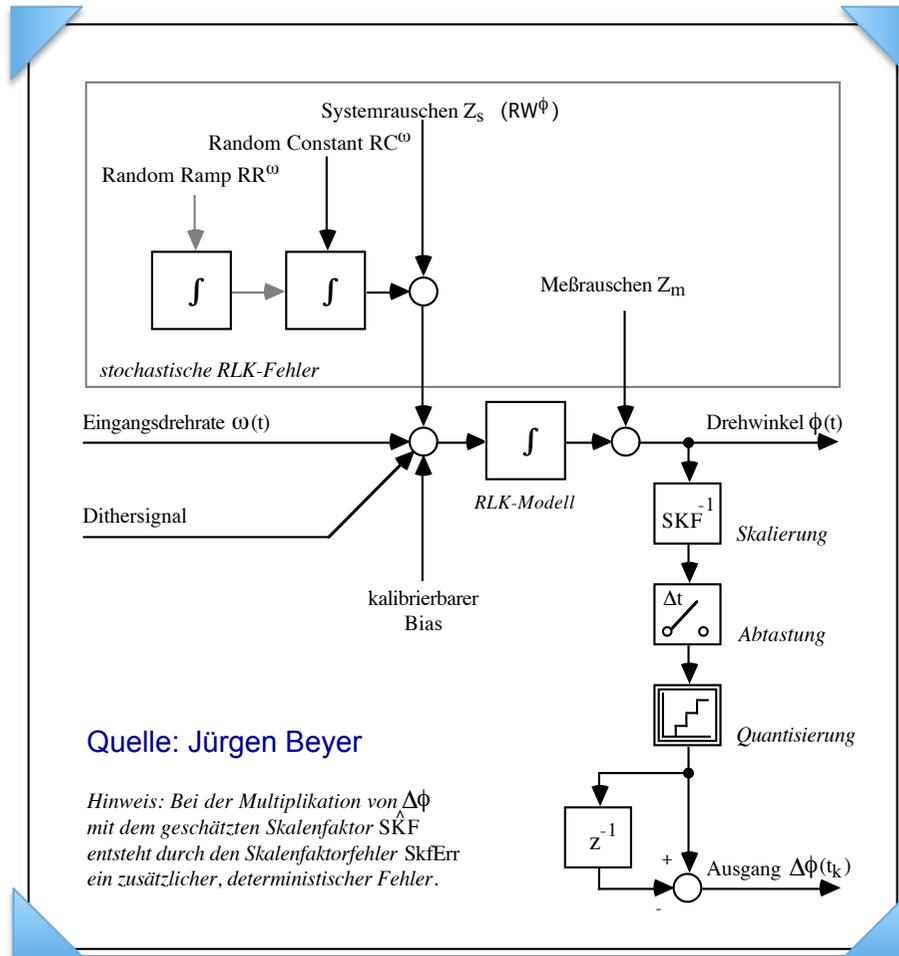


Quelle: Honeywell

- Ein RLK wird durch seine Kenndaten beschrieben. Wichtigste Größen sind dabei der mit der Auflösung verbundene Skalenfaktor und die RLK-Fehlerparameter
- Für die Charakterisierung der Sensor-Eigenschaften müssen die Struktur und wichtige Parameter definiert werden. Hierzu dient die RLK-Modellbildung
- Bei den RLK Parametern wird zwischen den deterministischen und den stochastischen Größen unterschieden
- RLK Parameter werden üblicherweise in einem mehrere Stunden dauernden „offline“ Schätzverfahren nach *IEEE Std. 647-1981* bestimmt

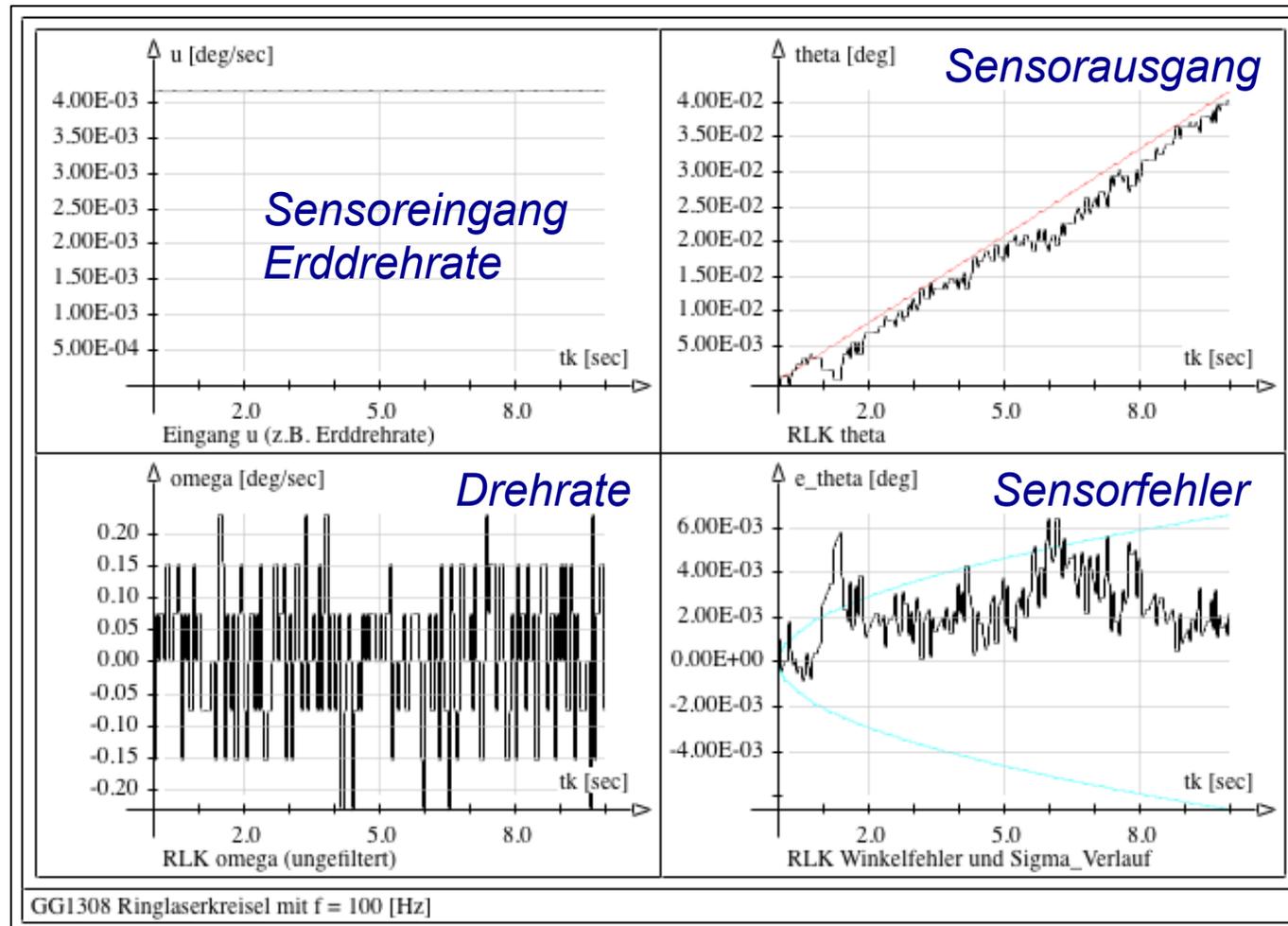
- **Sensorfehler Korrektur (kalibrierbare Fehler)**
 - Kennlinienparameter
 - Bias, Skalenfaktor, Fehlausrichtung, Nichtlinearität
 - Fremdsignaleinflüsse
 - Temperatureffekte, Hebelarmeffekte, Verwindungen
- **Nicht kalibrierbare Restfehler (1 Sigma-Werte)**
 - Random Constant (RC)
 - Random Walk (RW)
 - Skalenfaktorfehler (SKFe)
 - Fehlausrichtung (MisAlgn)
 - Messrauschen (Noise)
 - Quantisierung

Blockschaltbild zum Modell eines Ringlaserkreisels



- **Konstanter Bias**
 - nicht reziproke Effekte im Resonator (z.B. unterschiedliche Entladungsströme)
 - Unterschiede in der Entladungsgeometrie (Bohrungen relativ zum Strahlverlauf)
 - Effekte der Modenblende
 - Effekte an den Spiegeln
- **Random Constant**
 - Wiederholbarkeit des Bias auf der Drehrate (Day to Day Drift des Drehwinkels)
- **Systemrauschen**
 - ausgelöst durch die Dither-Bewegung
 - kurze Verweilzeiten im Lock-In Bereich
 - spontane Emission bei Gaslasern
- **Messrauschen**
 - Messunsicherheit in den Impulsen (und Quantisierung)

Simulation eines Ringlaserkreisels GG1308



Kontinuierliche Navigationsgleichungen (Strapdown-Modell)

- Kurs/Lage Rechnung

Beschleunigungen und Drehraten
im körperfesten Koordinatensystem

$$\dot{C}_b^n = C_b^n \Omega_{ib}^b - (\Omega_{ie}^n + \Omega_{en}^n) C_b^n$$

$$C_b^n(t_o) = C_{b0}^n$$

- Navigationsgeschwindigkeit

$$\dot{\underline{V}}^n = C_b^n \underline{a}_{ib}^b - (2 \Omega_{ie}^n + \Omega_{en}^n) \underline{V}^n - \underline{g}_e^n [-\xi \quad \eta \quad -1]^T$$

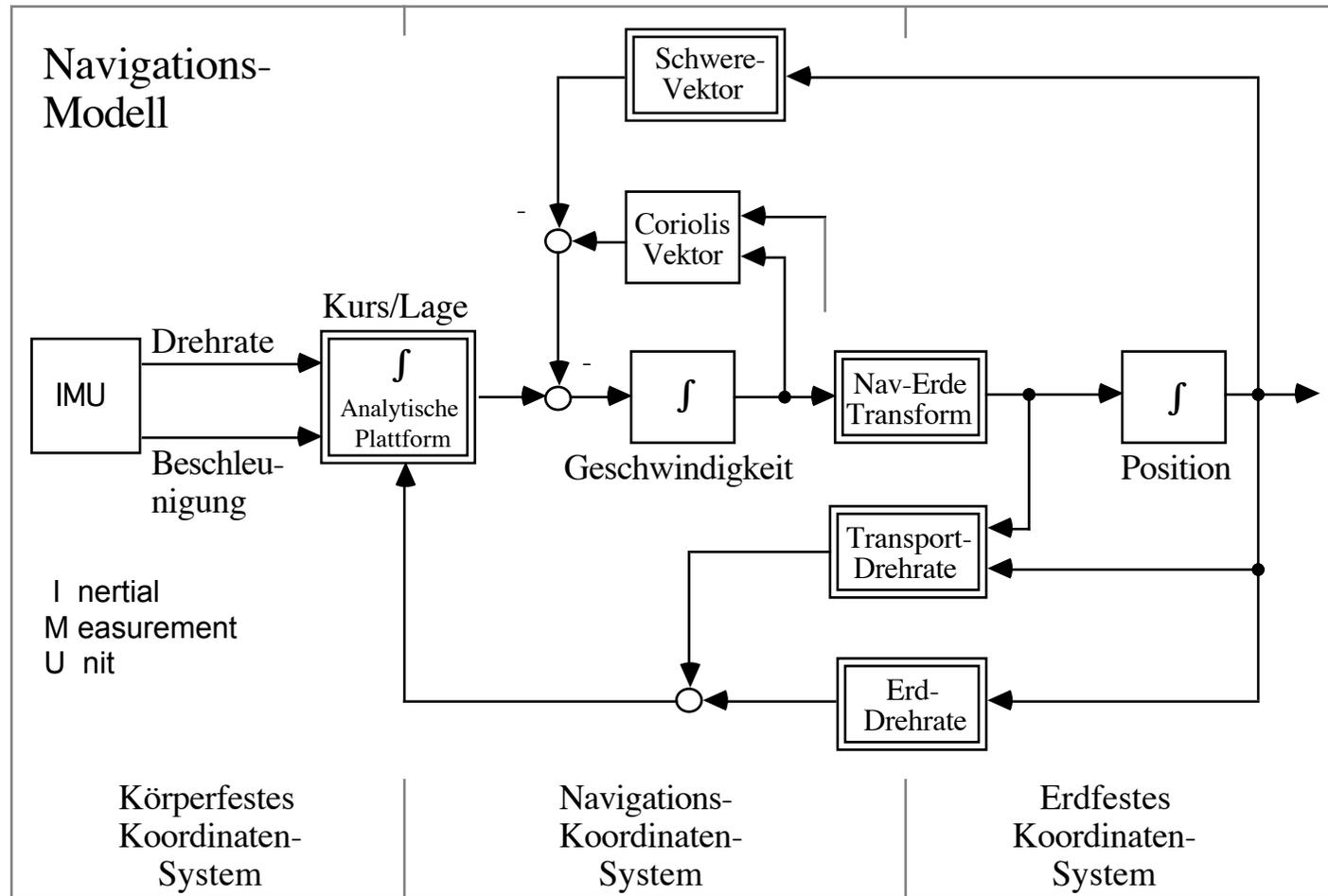
$$\underline{V}^n(t_o) = \underline{V}^{n_0}$$

- Breite, Länge und Höhe (WGS 84)

$$\dot{\underline{P}}^e = \begin{bmatrix} \dot{B} \\ \dot{L} \\ \dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V^n(x) / (R_e^M + H) \\ V^n(y) / [(R_e^N + H) \cos(B)] \\ -V^n(z) \end{bmatrix}$$

$$\underline{P}^e(t_o) = \underline{P}^{e_0}$$

Aufbau eines Strapdown-INS



Quelle: Jürgen Beyer

Eigenwerte eines Strapdown-INS

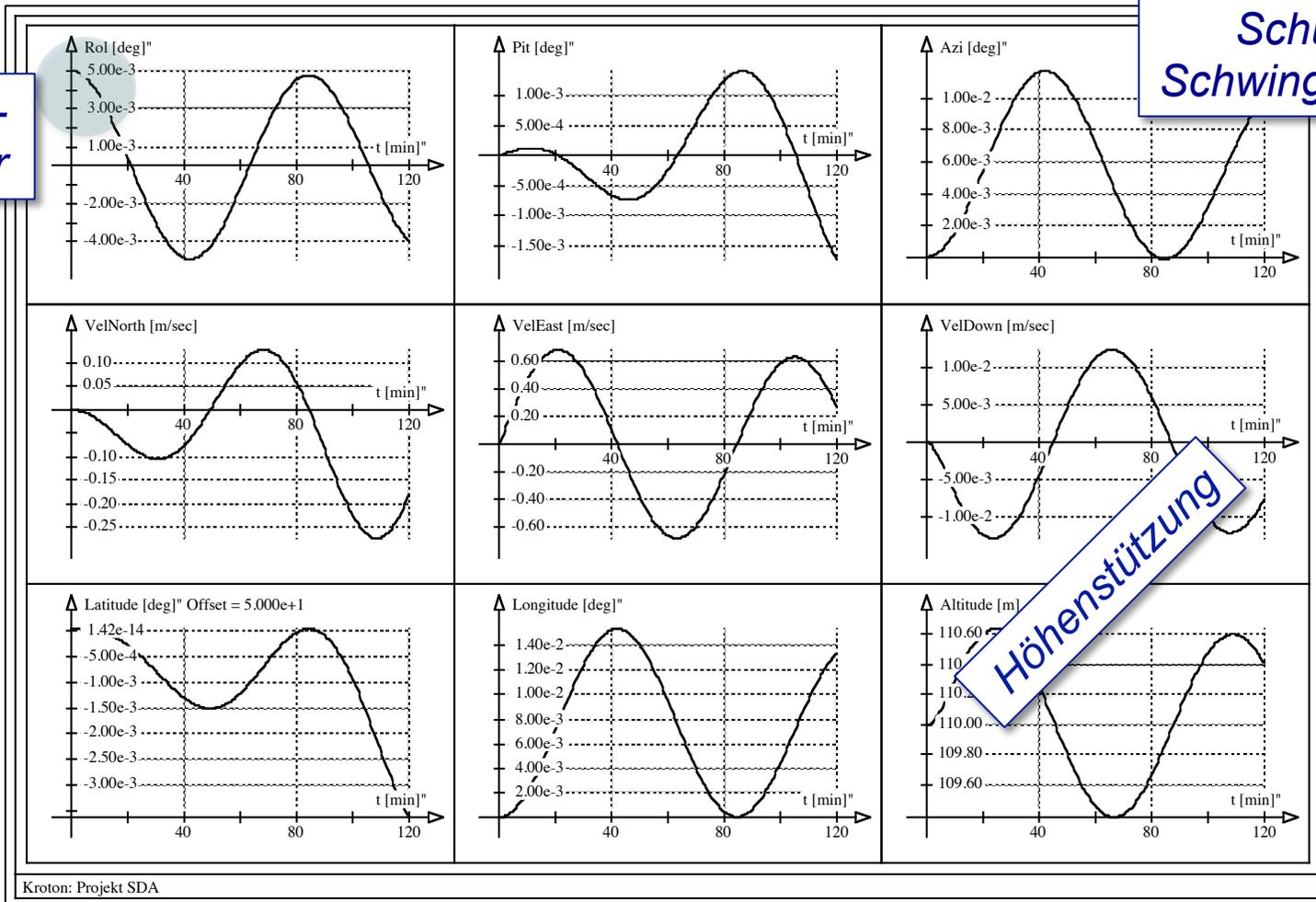
Linearisierung im Stand; Breite = 50°; $T_{\text{vertikal}} = 100$ [sec]

Real:	Imag:	Damping:	Schwingdauer:	Kommentar:
-0.01	0	1		Vertikalkanal (gestützt)
-0.01	0	1		
0	1.2979e-3	0	80.7 [min]	Schuler-Schwingung $\sqrt{g_e/R_e}$ plus enthaltene Foucault Drehrate $\pm \omega_e \sin B$
0	-1.2979e-3	0	80.7 [min]	
0	1.1862e-3	0	88.3 [min]	
0	-1.1862e-3	0	88.3 [min]	
0	7.2921e-5	0	24.0 [std]	Erddrehrate ω_e
0	-7.2921e-5	0	24.0 [std]	
0	0	0		Längenfehler

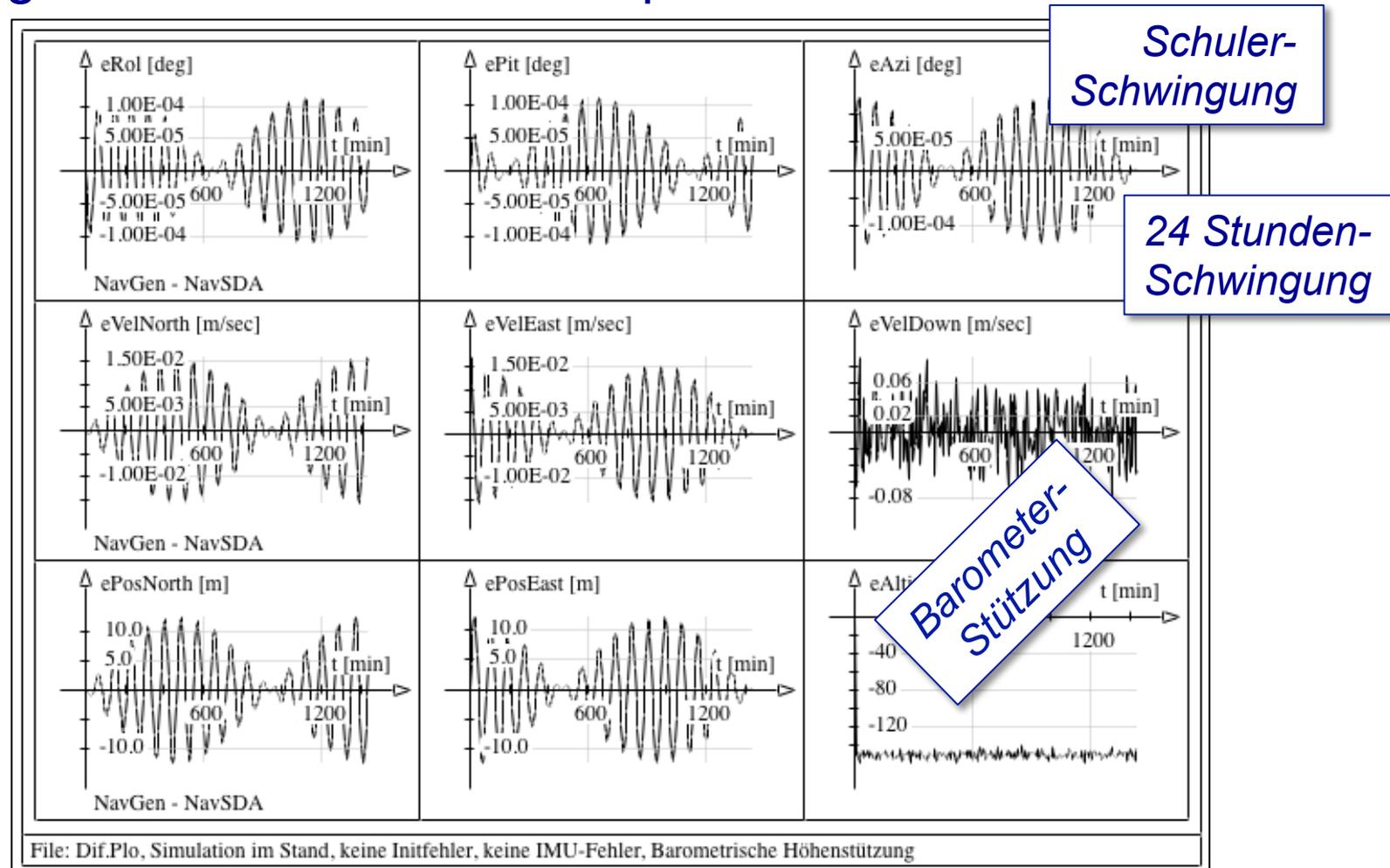
Quelle: Jürgen Beyer

Simulation eines Strapdown-INS mit idealer IMU

**Roll-
Fehler**



Langzeitsimulation eines Strapdown-INS mit idealer IMU



- Filterproblemstellungen sind immer stochastisch
 - Erwartungswerte (Schätzwerte)
 - Navigations-Zustände (Navigationsmodell)
 - Definition dominanter Sensorfehler (z.B. Bias)
 - Erzeugung fiktiver deterministischer Sensorsignale
 - Fehlerkovarianzen (Unsicherheit der Schätzung)
 - Anfangsunsicherheit der Navigations-Zustände
 - Variation der Trajektorie (z.B. aufgrund von Windböen)
 - Beschreibung stochastischer Sensorfehleranteile
 - Einschränkungen bei der Kovarianz Rechnung
 - nur lineare und zeitinvariante Systeme
 - nur additives normalverteiltes Rauschen
 - reduzierte Modelle (Echtzeitbetrieb)

- **Optimalfilterung zur Steigerung der Genauigkeit**
 - Berechnung der Filterverstärkung
 - Minimierung der Fehlerkovarianzen
 - z.B. Wiener Filter, Kalman Filter
 - Gewichtung der Residuen
 - Messwerte gegen „fiktive“ Modellsignale
 - Aufbringen der Rückführung
 - closed loop oder open loop Betrieb
 - Höhere Filtergenauigkeit vs. Zuverlässigkeit
 - Sensorkalibration
 - Problem der Beobachtbarkeit
 - Problem der Fehlerzuordnung

- Fehlertolerantes Systemdesign zur Steigerung der Zuverlässigkeit
 - Sensorauswahl
 - Sensoren sind gleichrangig, dissimilar und austauschbar
 - Geeignete Filterverfahren
 - Hohe Fehlererkennungs- und geringe Fehlalarmwahrscheinlichkeit
 - Hardwarekonzept
 - Mehrere Rechner im Parallelbetrieb (Stromversorgung)
 - und abgeleitetes Softwarekonzept
 - Separat arbeitende Einzelfilter (Achtung: Kosten)
 - Datenfusion in einer gemeinsamen Filterbank
 - Mehrstufige Fehlerdetektion und Isolation (FDI)
 - Steigerung der Fehlertoleranz und Robustheit

- Prozess-Anregung erfolgt durch Random Constant und durch Rauschen (forcing functions)
- Referenz- und Musterläufe (nichtlinear, linear)
- Auswertung mit Hilfe der Monte-Carlo Analyse
- Darüber Bestimmung der ± 1 Sigma-Verläufe
- Theoretisch 68% Wahrscheinlichkeit (Normalverteilung)
- Alternative: Vorwärts-Diffusionsgleichung lösen (linear)
- Damit Möglichkeit des Vergleichs von vier Modellen
 - Nichtlineare Differenzen, linearisierte Kovarianzmodelle
 - Lineare Fehlermodellsignale, lineare Kovarianzmodelle
- Beispiele: CADET, HCOV, NavLab, ErrKov

trajectory generator

sensor/system components

ErrKov III
Pascal Program

Version 1.5.1
7.10.2003

by
Dr.-Ing. Jürgen Beyer

filter configuration

navigation results

additional topics (DGPS-outage)

Frankfurt
Germany

File: Korea.Kov

ErrKov III
Error Covariance Analysis

Project: Airborne Surveying Korea
1a.) iMAR IMU iNAV-FJI-001, 1b.) Accelerometer Variation
2.) LN200 IMU

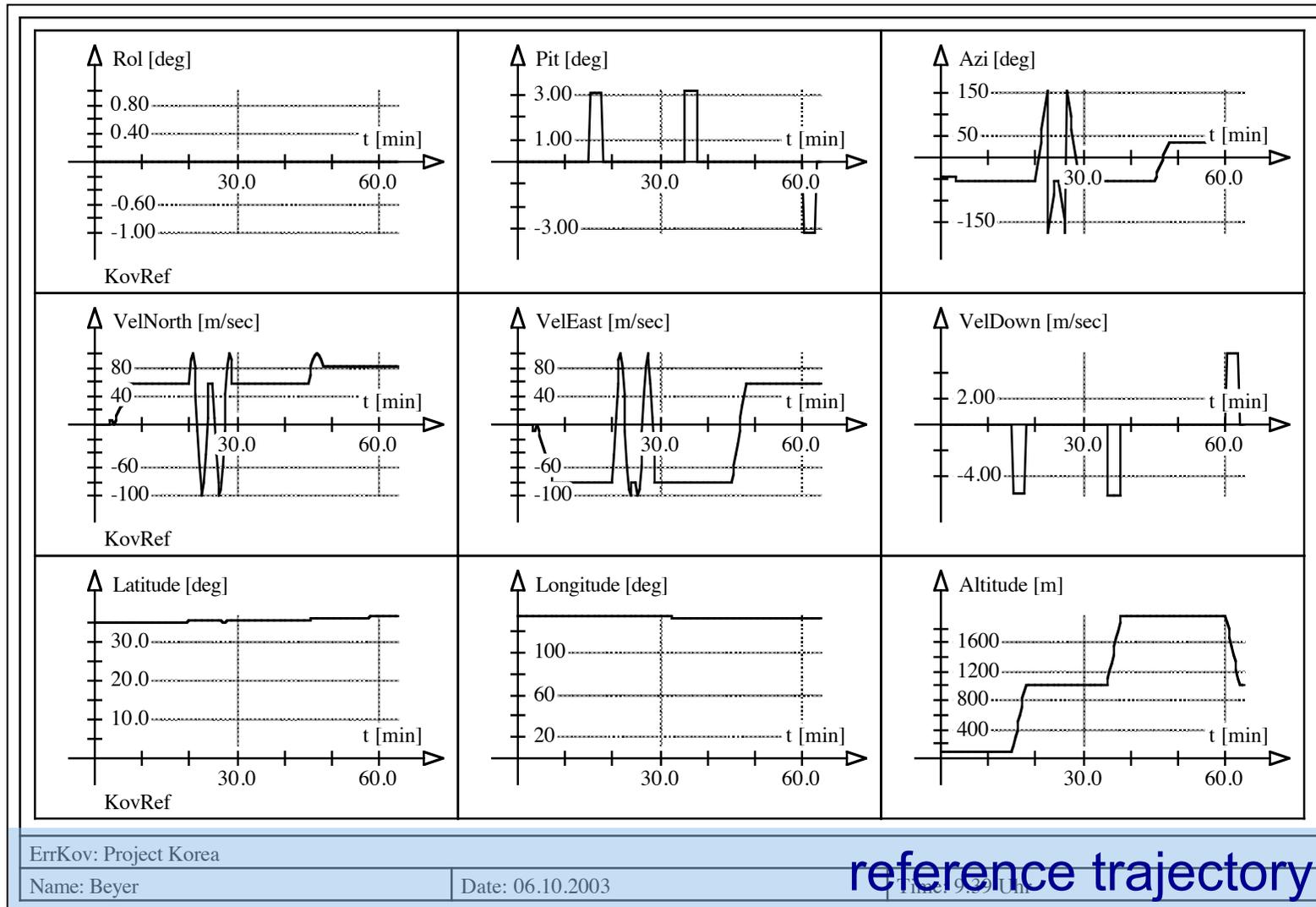
Comments on:

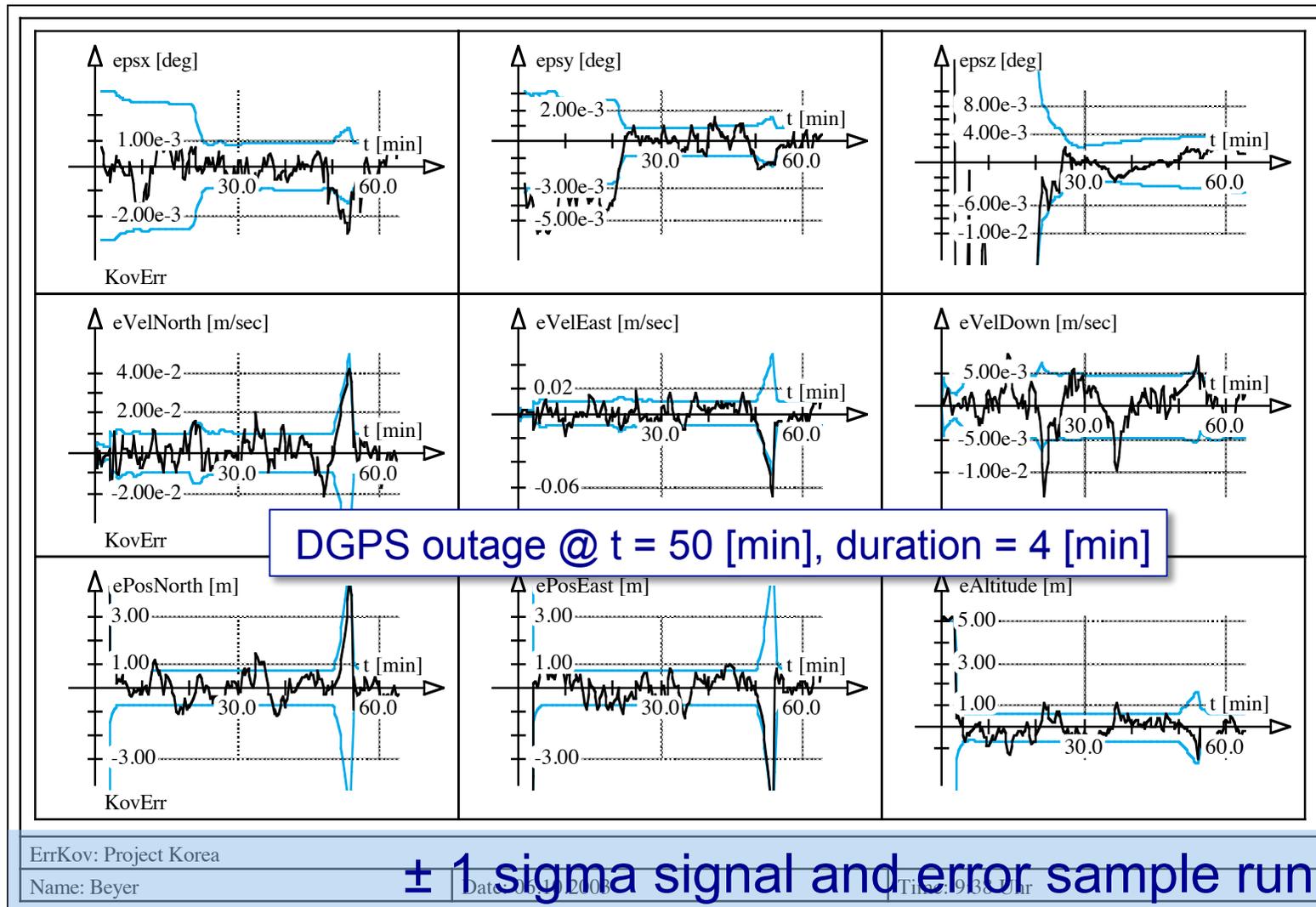
- **Trajectory Generator**
Initial Position: Lat = 35.0 [deg], Long = 135.0 [deg]
Initial Velocity = 0.0 [m/sec]
Initial Heading = -45.0 [deg]
- **Navigation/Sensor Components**
Initial Platform Error (x,y,z) = 1.0, -1.0, 5.0 [deg]
Inertial Sensors: iMAR Gyros, QA 2000 Accls.
Strapdown Inertial Navigation System (INS)
Platform Alignment Time: 3.0 [min]
- **Filter Configuration**
Aiding Sensors: DGPS Receiver (SPS) L1 C/A Code Ashtech Sensor II™
Barometer Aiding (T_{Filter} = minimum variance)
Extended Kalmanfilter (16 states)
- **Simulation Results** (see the following figures)
Error State Time History:
epsx, epsy, epsz = Navigation Platform Euler Angle Error
eVelNorth, eVelEast, eVelDown = Navigation Velocity Error
ePosNorth, ePosEast, eAltitude = Position Error (WGS 84)
Linearized Error Covariance Analysis:
corresponding one sigma errors (Kalmanfilter Estimation)
- **Additional Topics**
DGPS outage at t = 50 [min], duration = 4 [min]
Online filtering (use offline smoother to improve performance)

Date: 07.10.2003
Dr.-Ing. Jürgen Beyer

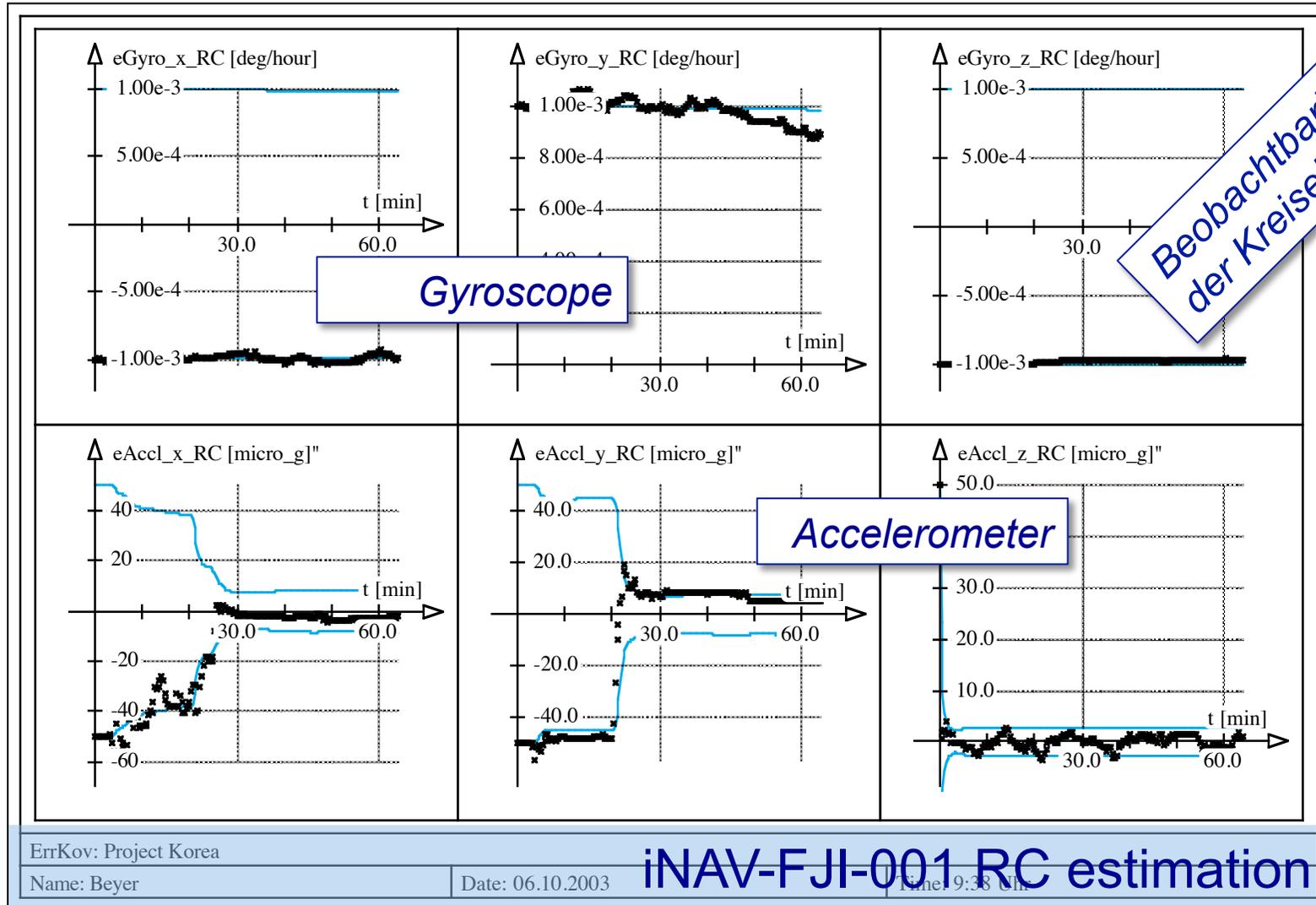
2

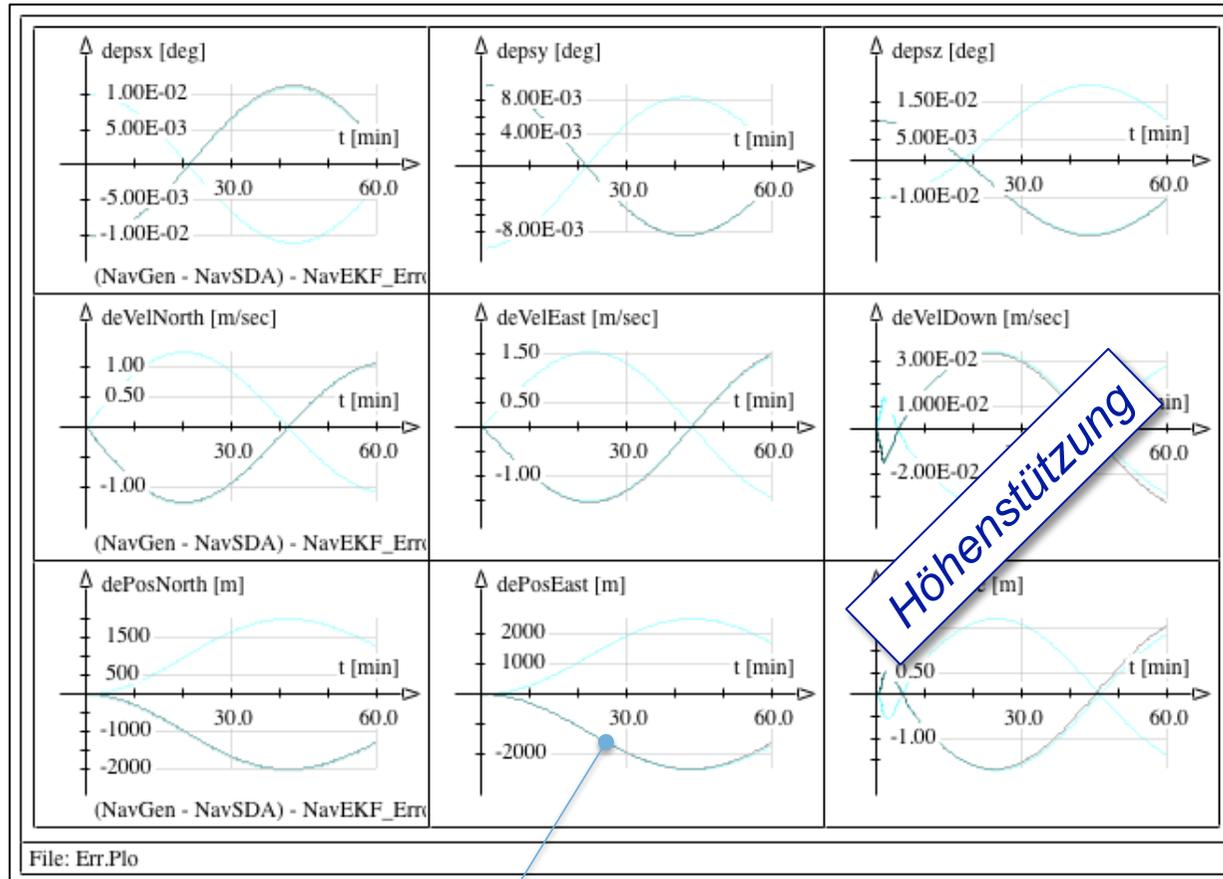
Fehler- und Kovarianzanalyse





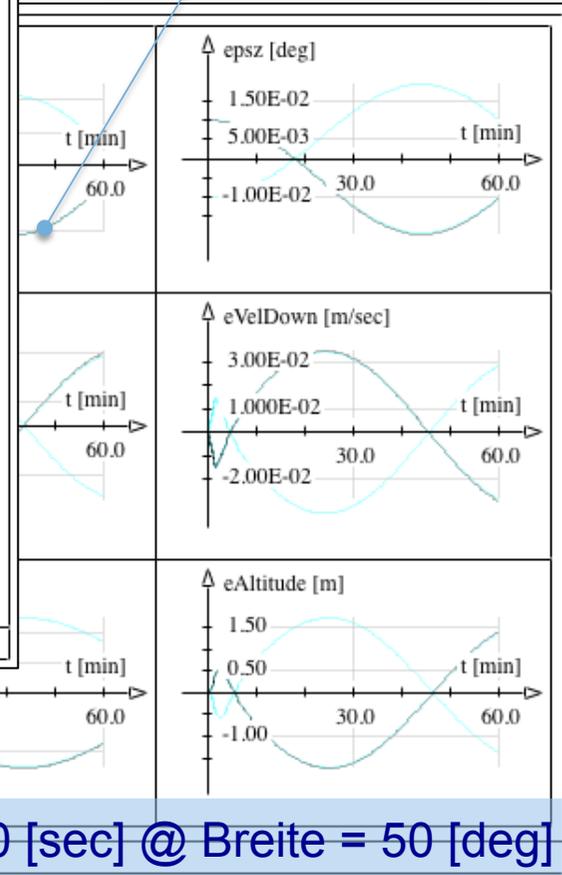
Fehler- und Kovarianzanalyse





ErrKov
Err linear
Cov linear

Höhenstützung

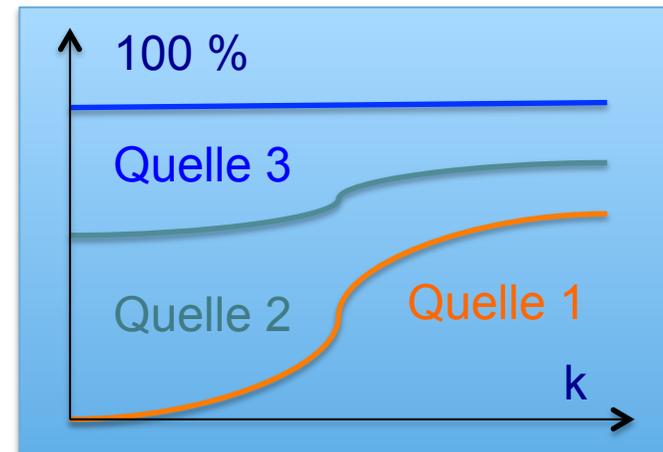


NavLab
Diff nichtlinear
Cov linearisiert

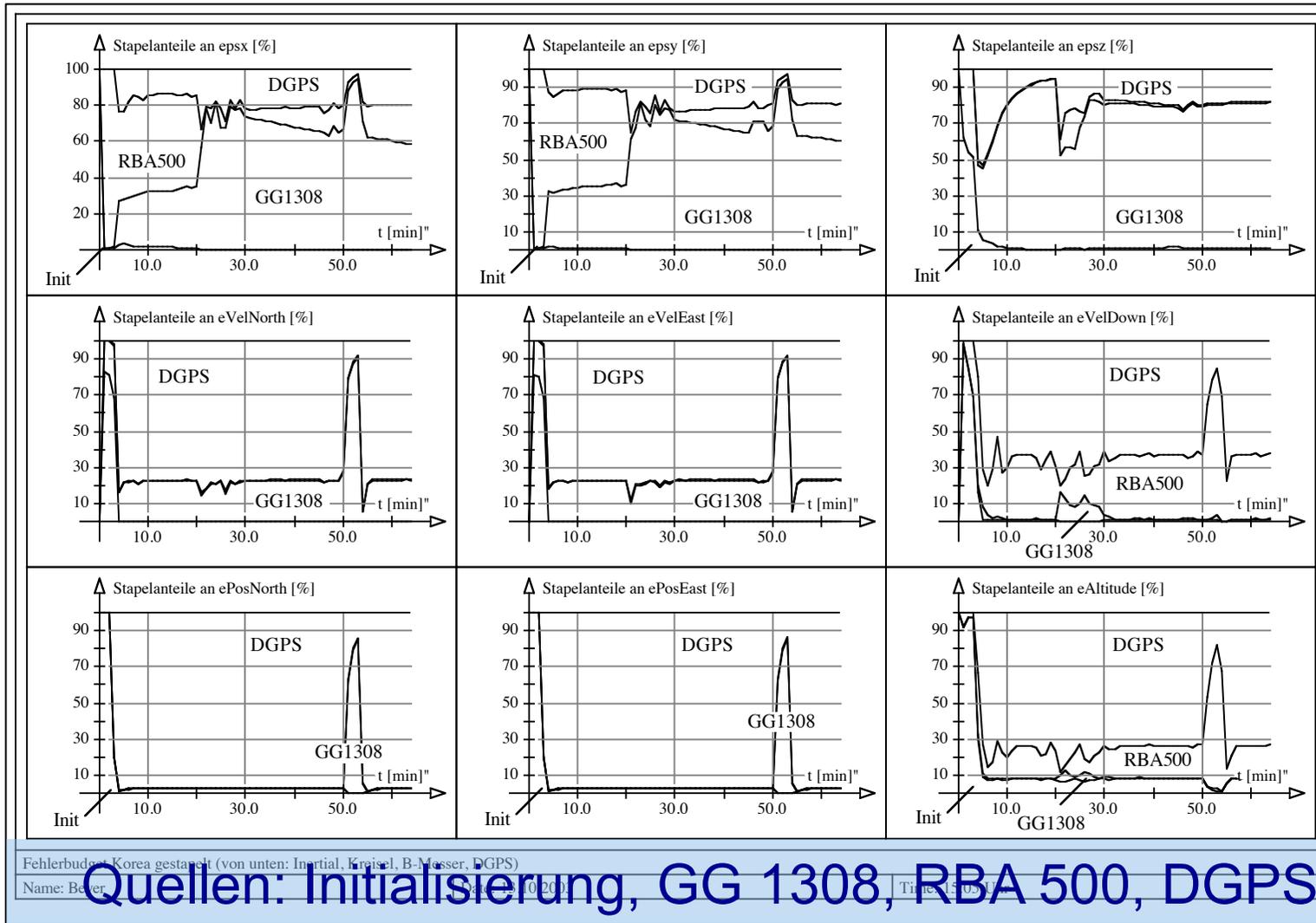
KovErr
 Nordflug: $a = 1 \text{ [m/sec}^2]$ 100 [sec] @ Breite = 50 [deg]
 File: ErrKov.Plo

- PT1-Fehlerbudget

- $x(k+1) = a_1 x(k) + b_1 u(k)$, $x(k=0) = x_0$
- $P(k+1) = a_1 P(k) a_1 + b_1 q_k b_1$, $P(k=0) = P_0$, $q_k = \text{cov}(u)$
- $P_1(k+1) = a_1 P_1(k) a_1$, $P(k=0) = P_0$, $q_k = 0$
- $P_2(k+1) = a_1 P_2(k) a_1 + b_1 q_k b_1$, $P(k=0) = 0$, $q_k = \text{cov}(u)$
- $P(k) = P_g(k) = P_1(k) + P_2(k)$
- $P_i\% = 100 P_i / P_g$
- Stapelkurven zeigen den Anteil jeder Fehlerquelle am Gesamtfehlerbudget



Fehlerbudget und Sensitivitätsanalyse



- DGPS dominiert im Beispiel die Geschwindigkeits- und insbesondere die Positionsgenauigkeit
- Ringlaserkreisel dominieren mittel- bis langfristig die Kurs-/Lage-Rechnung
- B-Messer besitzen insbesondere zu Beginn der Lage-Rechnung einen grossen Einfluss
- Der Anfangskurswinkelfehler nach der Nordsuche wirkt sich noch eine geraume Zeit (ca. 5-10 Minuten) aus
- Im Vertikalkanal teilen sich B-Messer und DGPS die Aufgabe
- Bei GPS-Ausfall bekommen die Ringlaserkreisel in allen 9 Zuständen eine überragende Bedeutung

- Wenn ein Zustandsfehler durch den Einsatz besserer Sensoren insgesamt verringert werden soll, so zeigt das Fehlerbudget den wirkungsvollsten Hebelarm
- Insbesondere das Verhältnis von Kreiselgüte und B-Messer Qualität einer IMU lässt sich so optimieren (hierbei den Einfluss der Trajektorie beachten)
- Eine korrekte Fehlerbudgetrechnung (Stapeln auf 100%) validiert eine Kovarianzanalyse in hohem Masse
- Bei der Optimierung der Fehlererkennung ist ein ausgewogener Fehlerhaushalt im Budget anzustreben. Im vorliegenden Beispiel können DGPS Positionsfehler nicht erkannt werden, da sie das Fehlerbudget zu stark dominieren

- Bekannte Fehlererkennungsverfahren
 - Voting Systems
 - Plausibilitätstests
 - Fehlersensitive Filter
 - z.B. mit limitiertem Gedächtnis
 - Fehler Monitor Systeme
 - Mehr-Hypothesen-Filter Detektoren
 - Innovationsorientierte Erkennungssysteme

Willsky A. S.:

A Survey of Design Methods for Failure Detection in Dynamic Systems
Automatica, Vol. 12, pp 601-611, Pergamon Press 1976

Carlson N. A. , Kerr T. H. , Sacks J. E.:

Preliminary IR-MA 321 Integrated Navigation Concept Study
Intermetrics Inc., Cambridge, Massachusetts, June 1984

Kerr T. H.:

A Critique of Several Failure Detection Approaches for Navigation Systems
IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 34, No. 7, December 1989

- Some navigation working principle characteristics
 - stationary vs. autonomous (on-board)
 - active vs. passive sensors
 - jamming sensitivity
- Safety relevant rating of navigation working principles

DGPS*	WAAS*	Radar	TBNS	ADC
ILS/MLS*	Radio-Nav*	GNSS*	IBNS active	IBNS passive
stationary jammable	active sensors		passive sensors	autonomous not jammable
information	support	necessary	essential	

suggested by
Jürgen Beyer

* complete sensors/systems inclusive
transmitters and passive receivers

- Multiplex Failure Detection and Isolation (FDI)
 - Sensor hardware built-in test
 - Sensor signal plausibility check
 - continuity of trajectory; physically limits
 - Sensor signal cross monitoring
 - direct sensor signal comparison
 - Take advantage of analytical redundancy
 - dominant sensor/system error estimation
 - mean value and error covariance observation
 - sensor versus fictive-sensor residual monitoring
 - consider observability and attachability of failures
 - Management and Moding
 - Centralized Sensor Error Classification
 - User dependent Model Configuration

Fehlertoleranz und Robustheit

