

# Entwicklung einer Orientierungssensorik für einen fliegenden Roboter

Michael Knoke, Christian Reinicke, Volker Remuß,  
Marek Musial, Uwe Wolfgang Brandenburg, Günter Hommel  
Technische Universität Berlin  
Institut für Technische Informatik  
<http://pdv.cs.tu-berlin.de/MARVIN/>

## Zusammenfassung

MARVIN ist ein autonom operierender fliegender Beobachtungs- und Erkundungsroboter auf Basis eines Modellhubschraubers. Das Papier beschreibt die in einer Projektlehrveranstaltung entwickelte Orientierungssensorik, auf die MARVINs Fluglageregelung zurückgreift. Das aus Rotations-, Beschleunigungs- und Magnetfeldsensoren im Wert von unter 500 DM zusammengesetzte System reicht zur Regelung des Helikopterflugs aus.

## Abstract

MARVIN is an autonomously operating flying robot for observation and exploration, based on a model helicopter. This paper describes the orientation measurement unit, which MARVIN's flight control algorithm depends on. The system consists of rotation, acceleration and magnetic field sensors less than 500 DM worth and is sufficient for helicopter flight control.

## 1 Einführung

MARVIN ist eine Abkürzung für **M**ulti-purpose **A**erial **R**obot **V**ehicle with **I**ntelligent **N**avigation (intelligent navigierender Vielzweck-Luftroboter). Er ist in mehreren Projekt-Lehrveranstaltungen an der TU Berlin entworfen und gebaut worden und nahm teil am internationalen Flugroboter-Hochschul-Wettbewerb IARC (*International Aerial Robotics Competition*) [1] in Richland, Washington. Einzelheiten zur Wettbewerbsaufgabe und zur Architektur des MARVIN-Systems sind in [2] zu finden.

Für die automatische Regelung der Fluglage benötigt MARVIN Sensorik zur laufenden Bestimmung seiner Position und seiner Orientierung in der Luft. Dieses Papier beschreibt den Aufbau der Orientierungssensorik, die aus mehreren Sensorgruppen besteht und innerhalb des MARVIN-Projektes neu entwickelt wurde. MARVINs Orientierungssensorik kommt mit sehr preiswerten Komponenten aus: Ihr Materialwert liegt unter 500 DM.

Die folgenden Abschnitte beschreiben erst die Anforderungen, die das MARVIN-System an die Orientierungssensorik stellt, dann den daraus resultierenden Aufbau aus verschiedenen Sensorgruppen. Der Auswertung der Sensormeßwerte ist ein eigener Abschnitt gewidmet. Schließlich werden Ergebnisse aus der praktischen Erprobung im Flug skizziert.

## 2 Anforderungen an die Orientierungssensorik

Dieser Abschnitt beschreibt die Anforderungen an die Orientierungssensorik und erläutert die physikalischen Rahmenbedingungen der Orientierungsmessung.

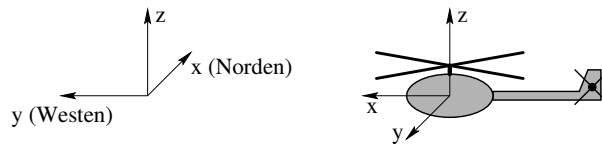


Abbildung 1: Definition des Welt- oder Basiskoordinatensystems (BKS), links, und des Helikopterkoordinatensystems (HKS), rechts.

## 2.1 Einbettung ins Gesamtsystem

MARVIN hat außer der Orientierungssensorik einen GPS-Empfänger für die absolute Position an Bord. Dieser liefert prinzipbedingt jedoch *nur* die drei Positionskoordinaten, die Orientierung des Helikopters wird nicht gemessen. Die Orientierung wird im System einerseits für die Umrechnung der Bildkoordinaten eines erkannten Objektes in Weltkoordinaten, andererseits für die Flugregelung benötigt.

Abbildung 1 zeigt die für MARVIN verwendete Festlegung des Welt- oder Basiskoordinatensystems (BKS) und des Helikopterkoordinatensystems (HKS). Die Orientierung des Helikopters soll dargestellt werden als ein Winkeltripel  $(\alpha_z, \alpha_y, \alpha_x)$  für die Rotation des BKS ins HKS, wobei zuerst um  $\alpha_z$  um z rotiert wird (gieren), dann um  $\alpha_y$  um die neue y-Achse (nicken) und schließlich um  $\alpha_x$  um die neue x-Achse (rollen). Diese etwas ungewöhnliche Definition ist an die Bedürfnisse der Flugregelung angepaßt:  $\alpha_z$  beschreibt die Kompaßrichtung im BKS, während  $\alpha_x$  und  $\alpha_y$  die Nick- und Rollwinkel aus Sicht des Helikopters darstellen.

## 2.2 Informationsbedarf der Flugregelung

Ein Helikopter weist grundsätzlich eine labile Fluglage auf. Seine Hochachse muß in einem Regelkreis aktiv in etwa senkrecht gehalten werden. Dies geschieht durch zwei verkettete Regler, wie in Abbildung 2 dargestellt: Der erste Regler ermittelt aus dem Positions- und Geschwindigkeitsfehler eine Soll-Neigung der Rotorebene (horizontale Steuerkräfte werden ja durch Neigen der Rotorebene aufgebracht). Der nachgeschaltete Regler führt die Neigung des Helikopters dann dieser Soll-Neigung nach.

Ein *konstanter* Fehler der gemessenen Nick- und Rollwinkel spielt kaum eine Rolle, weil der Integralteil des überlagerten Regelkreises diesen als Arbeitspunktverschiebung kompensiert. Versuche haben ergeben, daß sogar  $\pm 5^\circ$  konstanter Versatz tolerierbar sind. Auf keinen Fall jedoch dürfen die gemessenen Winkel kontinuierlich vom wirklichen Wert wegdriften, weil dann der Arbeitsbereich der Neigungsregelung schnell verlassen wird.

Weniger offensichtlich ist die Bedeutung der Kenntnis des Gierwinkels: Die Soll-Neigung aus dem vorangegangenen Abschnitt liegt zunächst ebenso wie die horizontale Helikopterbewegung in BKS-Koordinaten vor, die Kippbewegung der Rotorebene wird aber an Bord in HKS-Koordinaten gesteuert. Daher muß der Gierwinkel  $\alpha_z$  bekannt sein, um die Soll-Neigung in HKS-Koordinaten umzurechnen. (Tatsächlich wird hierzu das Paar  $({}^{\text{BKS}}\alpha_x, {}^{\text{BKS}}\alpha_y)$  als zweidimensionaler Vektor um  $\alpha_z$  gedreht.) Eine falsche Transformation der Soll-Neigung ins Helikoptersystem führt zu Fehlern in der Positionsregelung; MARVIN fliegt dann in einer Spirale auf den Zielpunkt zu. Theoretisch ist bei  $90^\circ$  Winkelfehler die Schwelle zur Divergenz erreicht. Anhand von Simulationen wurde eine maximale Abweichung von  $\pm 15^\circ$  als Anforderung an die Messung von  $\alpha_z$  festgelegt.

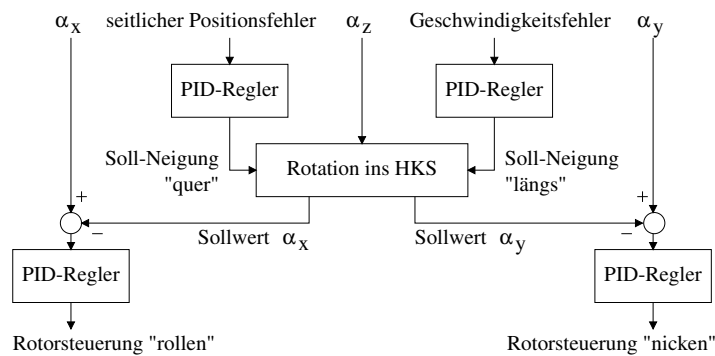


Abbildung 2: Überlagerter und unterlagerter Regelkreis für die Neigungsregelung

### 2.3 Benötigte Sensorkomponenten

Es gibt folgende physikalische Größen, die mit Sensoren erfaßt werden können und Rückschlüsse auf die Orientierung des Helikopters zulassen:

1. Die *Scheinbeschleunigung* im HKS, die bei nicht beschleunigten Bewegungen der Erdbeschleunigung entspricht und damit stets die Vertikalrichtung angibt.
2. Die drei Komponenten der *Rotation* des Helikopters, die man bei bekannter Ausgangsorientierung zur aktuellen Orientierung integrieren kann.
3. Der *magnetische Feldvektor* des Erdmagnetfelds.

Optische Ansätze wie z. B. eine Horizonterkennung wurden wegen des Einsatzes in Bodennähe nicht verfolgt. Es stellt sich nun die Frage, welche der drei physikalischen Größen minimal für eine anforderungsgerechte Orientierungsmessung heranzuziehen sind.

Im Grunde ist eine Rotationsmessung allein ausreichend. Leider müssen die Sensoren dafür sehr genau sein, weil Meß- und Quantisierungsfehler mitintegriert werden. Die Forderung nach preiswerten Sensorkomponenten verhindert eine reine Rotationsmessung, da die für eine Stunde Flugzeit benötigten Rotationssensoren mit weniger *Drift* als  $5^\circ/\text{h}$  typischerweise über 10.000 DM kosten und zu schwer sind.

Sowohl der Beschleunigungs- als auch der Magnetfeldvektor liefern nur je zwei der drei Orientierungsparameter, weil Drehungen *um* den Referenzvektor nicht gemessen werden. Erst die Kombination beider Messungen liefert alle drei Orientierungskomponenten. Leider wird die Scheinbeschleunigung aber noch durch die kinematische Beschleunigung verfälscht. Tatsächlich schlägt sich ein Kippen der Hauptrotorachse zunächst grundsätzlich *überhaupt nicht* in der gemessenen Scheinbeschleunigung nieder, denn die Scheinbeschleunigung an Bord wird ja – abgesehen vom Luftwiderstand – genau vom Haupt- und Heckrotor aufgebracht, deren Kraftwirkungsrichtungen im HKS fixiert sind. Nur im langfristigen Mittel geht die kinematische Beschleunigung gegen null.

Folglich müssen alle drei Größen gemessen werden, um zeitnahe und genaue Winkel zu erhalten.

### 3 Aufbau der Sensorik

Dieser Abschnitt beschreibt die Auswahl der Sensorkomponenten aufgrund der obigen Überlegungen. Abbildung 3 zeigt die fertigen Sensorbaugruppen.

#### 3.1 Beschleunigungssensoren

Die zu messenden Beschleunigungen sind recht gering (kleiner als 1 g), die verwendeten Sensoren müssen diese kleinen Beschleunigungen in allen Achsen trotz der permanenten Erdbeschleunigung gut auflösen. Die nötigen Eigenschaften vereint am besten ein kapazitiver Beschleunigungssensor. Dieser beruht auf einer in einem Kondensator federnd aufgehängten Masse, die sich durch einwirkende Beschleunigungen relativ zu den Kondensatorplatten verschiebt. Die hieraus resultierende Änderung der Kapazität läßt sich auf elektrischem Wege messen.

In der Sensorik von MARVIN kommt der ADXL05 von Analog Devices zum Einsatz. Er hat einen Meßbereich von  $\pm 5$  g, ist aber auch gut für Messungen unterhalb von  $\pm 1$  g geeignet. Für ihn sprechen auch das geringe Gewicht von 5 g, die geringe Nichtlinearität um 0,2 % und seine Temperaturstabilität.

Im Gehäuse des Sensors ist zur Verarbeitung des leistungsschwachen Sensorsignals ein Operationsverstärker integriert. Der Schaltungsaufwand zur Gewinnung eines laststabilen, gefilterten und verstärkten Ausgangssignals fällt dadurch gering aus. Der ADXL05 ist in der Orientierungssensorik so beschaltet, daß die Sensoren in x- und y-Richtung (den Horizontalkomponenten im HKS) mit  $\pm 0,6$  g Maximalausschlag arbeiten und der z-Sensor im Bereich 0 bis -2 g, da hier bei aufrechter Orientierung die Erdbeschleunigung mit -1 g gemessen wird.

#### 3.2 Rotationssensoren

Die zur Detektion von Rotation geeigneten Sensoren werden Gyroskope („Kreisel“) genannt. Heute gibt es Varianten, die entgegen der ursprünglichen, namensgebenden Konstruktion ohne bewegliche Bauteile auskommen.

Eine kostspielige und gewichtsaufwendige Realisierung sind *Laser-Gyros*. In diesen Systemen wird der Laser von einer Quelle aus in zwei gegenläufige, aber ansonsten identische Lichtleiterspulen eingespeist. Die Laufzeit der beiden Teilstrahlen variiert in Abhängigkeit von der einwirkenden Drehung und kann als Interferenzmuster abgelesen werden.

Genau am anderen Ende der Preis- und Leistungsskala findet man piezoelektrische Gyroskope. Diese sind relativ genau, klein, leicht, verschleißfrei, schnell und preiswert. Sie basieren auf dem Prinzip schwingender Strukturen (*vibrating gyroscope*). Die Funktion beruht auf dem Coriolis-Effekt, aufgrund dessen in einer schwingenden Struktur eine Kraft (*Coriolis-Kraft*) entsteht, wenn das schwingende Element gedreht wird. Es entsteht eine sekundäre Schwingung, deren Amplitude proportional zur Winkelgeschwindigkeit der Drehung ist.

Bei den für MARVIN verwendeten Piezo-Gyrosensoren handelt es sich um den Murata ENC05E(A). Murata empfiehlt diesen Sensor für Bildstabilisierungssysteme bei Videokameras. Der Sensor ist mit 2,7 g extrem leicht, klein und kostet nur rund 50 DM. Der Meßbereich umfaßt laut Datenblatt  $\pm 90$  °/s. Es stellte sich jedoch heraus, daß der tatsächliche Meßbereich deutlich darüber hinaus geht und die Linearität auch für  $\pm 180$  °/s noch ausreichend gut

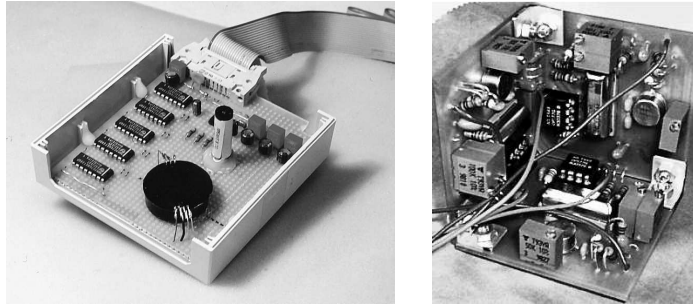


Abbildung 3: Der elektronische Kompaß (links) und die Rotations- und Beschleunigungssensorik (rechts).

ist (Fehler  $< 5\%$ ). Da das Ausgangssignal des Sensors mit  $1,11 \text{ mVs}/^\circ$  skaliert ist, wird eine Verstärkerschaltung benötigt, die für den gewählten Bereich von  $\pm 180^\circ/\text{s}$  möglichst den kompletten Eingangsbereich des vorhandenen AD-Umsetzers von  $[0..5 \text{ V}]$  abdeckt. Ein Tiefpaßfilter sorgt für die zur Digitalisierung notwendige Bandbreitenbegrenzung und entfernt die das Ausgangssignal überlagernde interne Schwingfrequenz von  $25 \text{ kHz}$ .

### 3.3 Magnetfeldsensoren

Obwohl es Magnetfeldsensoren nach dem Prinzip eines elektronisch abgetasteten mechanischen Rotors ähnlich einer Kompaßnadel gibt, fallen diese wegen ihrer mechanischen Anfälligkeit und Trägheit aus der Wahl. Eine geeignete nichtmechanische Alternative stellen sogenannte *Resonanz-Fluxgates* dar, die einen Schwingkreis auf Basis einer magnetosensitiven Spule enthalten. Abhängig vom einwirkenden Magnetfeld ändert sich die Induktivität der Spule und damit die Frequenz des Schwingkreises.

MARVINs Orientierungssensorik verwendet Sensoren dieser Bauart, den einachsigen FGM-1 und den zweiachsigen FGM-2 von Speake & Co. Ltd. zum Gesamtpreis von rund  $100 \text{ DM}$ . Die Sensoren bieten ein frequenzveränderliches TTL-kompatibles Ausgangssignal um  $80 \text{ kHz}$  bei Feldfreiheit. Zur problemlosen Weiterverarbeitung im Mikrocontroller an Bord wurde ein  $1:1000$ -Teiler vorgeschaltet. Der Mikrocontroller mißt die Periodendauer des Signals.

## 4 Auswertung der Meßdaten

Die Verrechnung der Sensor-Meßdaten zum Vektor der Orientierungswinkel übernimmt der als Bordrechner dienende Mikrocontroller vom Typ Siemens  $80C167$ . Die analogen Sensordaten werden mit dessen integriertem AD-Umsetzer mit  $4 \text{ kHz}$  Abtastrate und  $10 \text{ Bit}$  Auflösung abgetastet. Für den gewählten Rechenakt von  $20 \text{ Hz}$  erfolgt eine Mittlung der Sensorwerte über jeweils  $50 \text{ ms}$ .

### 4.1 Temperaturdrift-Kompensation der Rotationssensoren

Die Nullwerte der Rotations- und der Beschleunigungssensoren werden bei jedem Systemstart durch eine Mittlung über  $8 \text{ s}$  bei fester waagerechter Stellung des Helikopters ermittelt. Zusätzlich benötigen die Rotationssensoren eine Temperaturdrift-Kompensation. Diese ist möglich, weil die Gesamtrotation im langfristigen Mittel gegen null geht. Konkret wird der Nullwert  $n_i$

der  $i$ -ten Meßwertkomponenten ( $i \in \{1, 2, 3\}$ ) alle 50 ms an den aktuellen Roh-Meßwert  $v_i$  angepaßt, bevor sich die Rotationskomponente  $\omega_i$  ergibt:

$${}^{\text{neu}}n_i = {}^{\text{alt}}n_i + f \cdot \text{sgn}(v_i - {}^{\text{alt}}n_i) \quad \omega_i = v_i - {}^{\text{neu}}n_i \quad (1)$$

Für  $f$  wird aktuell 1/400 verwendet, so daß die Driftkompensation den Nullwert alle 20 s um eine Quantisierungseinheit verschiebt, solange die gemessene Drehrate konstant dasselbe Vorzeichen hat. Die konstante Kompensationsrate realisiert eine Schätzung der maximalen Driftgeschwindigkeit.

## 4.2 Kalibration und Abschirmungskompensation beim Kompaß

Leider besteht der MARVIN zugrundeliegende Helikopter zu großen Teilen aus magnetisierbarem Material. Der Einflug dieses Materials auf den von den Magnetsensoren an Bord tatsächlich gemessenen Feldstärkevektor muß daher rechnerisch kompensiert werden. Dies geschieht mit einer Kompensationsmatrix, die lineare Wechselwirkungen zwischen den drei Magnetfeldkomponenten berücksichtigt und gleichzeitig die Empfindlichkeiten und Nullwerte der einzelnen Sensoren abbildet. Die Berechnung des Feldvektors  $B$  aus den Sensormeßwerten  $m$  erfolgt so:

$$\begin{pmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} & c_{14} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} & c_{24} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} & c_{34} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \\ 1 \end{pmatrix} \quad (2)$$

Die zwölf Parameter der Kompensationsmatrix werden in einem Kalibrationsvorgang bestimmt durch die Aufnahme der Meßwerte für acht Orientierungen mit bekannter Feldrichtung: Helikopter-x-Achse nach Norden, Osten, Süden, Westen mit je einmal senkrechter und je einmal waagerechter Rotorachse. Die Richtung der hierbei gemessenen Magnetfeldlinie ist durch die Kompaßrichtungen und die Kenntnis der magnetischen Inklination bekannt. Die Feldstärke wird auf einen willkürlichen Wert gesetzt; später wird nur die Richtung von  $B$  ausgewertet. Die acht Messungen liefern für jeden Zeilenvektor der Kompensationsmatrix ein überbestimmtes Gleichungssystem aus acht Gleichungen. Diese Systeme werden nach der Methode der kleinsten Quadrate für die  $c_{ij}$  approximativ gelöst.

## 4.3 Berechnung der Orientierungswinkel

Die Berechnung der Orientierungswinkel verwendet als zentrale Zustandsvariable den Vektor  $g^{\text{BKS}}$ , der die Lage des Erdbeschleunigungsvektors (also die Richtung der negativen BKS-z-Achse) im HKS angibt. Dieser Vektor wird alle 50 ms um die direkt von den Rotationssensoren gemessenen HKS-Rotationskomponenten  $\phi_l$  rotiert:

$${}^{\text{neu}}g^{\text{BKS}} = R_i(\phi_i) \cdot R_j(\phi_j) \cdot R_k(\phi_k) \cdot {}^{\text{alt}}g^{\text{BKS}} \quad \text{mit} \quad |\phi_k| \geq |\phi_j| \geq |\phi_i| \quad (3)$$

Die  $R_l$  sind dabei die Rotationsmatrizen für die zu den jeweiligen Komponenten gehörenden Koordinatenachsen. Diese Rotation *nacheinander* um die absteigend sortierten Komponenten ist zwar mathematisch nur näherungsweise korrekt, führt aber bei der Rechengenauigkeit der auf dem Bordrechner verwendeten 32-Bit-Ganzzahlarithmetik zu insgesamt geringeren Rechenfehlern als eine korrekte, aber mehr Operationen erfordernde Berechnung der Rotation um  $(\phi_x, \phi_y, \phi_z)^T$ .

Als nächstes wird der Vektor  $g^{\text{BKS}}$  komponentenweise an den gemessenen Beschleunigungsvektor mit den Komponenten  $a_i$  angepaßt:

$$\text{neu } g_i^{\text{BKS}} = \text{alt } g_i^{\text{BKS}} + f \cdot \text{sgn}(a_i - \text{alt } g_i^{\text{BKS}}) \quad (4)$$

Hier wird  $f=18 \text{ mms}^{-2}$  verwendet, was bei horizontaler Lage ca.  $2,1^\circ/\text{s}$  Driftkompensation entspricht.

Schließlich werden die Einheitsbasisvektoren des BKS im HKS aus dem Vektor  $g^{\text{BKS}}$ , der die Vertikale angibt, und dem Magnetfeldvektor  $B$  bestimmt, dessen Horizontalkomponente zum magnetischen Nordpol zeigt:

$$z^{\text{BKS}} = -\frac{g^{\text{BKS}}}{|g^{\text{BKS}}|} \quad y^{\text{BKS}} = \frac{B \times g^{\text{BKS}}}{|B \times g^{\text{BKS}}|} \quad x^{\text{BKS}} = y^{\text{BKS}} \times z^{\text{BKS}} \quad (5)$$

Die eigentlich gesuchten Orientierungswinkel ergeben sich nun unter Berücksichtigung der magnetischen Deklination  $d$  wie folgt:

$$\begin{pmatrix} x^{\text{HKS}} & y^{\text{HKS}} & z^{\text{HKS}} \\ \vdots & \vdots & \vdots \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x^{\text{BKS}} & y^{\text{BKS}} & z^{\text{BKS}} \\ \vdots & \vdots & \vdots \end{pmatrix}^T \quad \begin{aligned} \alpha_z &= \text{atan2}(x_y^{\text{HKS}}, x_x^{\text{HKS}}) - d \\ \alpha_y &= \arcsin -x_z^{\text{HKS}} \\ \alpha_x &= \text{atan2}(z_y^{\text{BKS}}, z_z^{\text{BKS}}) \end{aligned} \quad (6)$$

## 5 Praktische Ergebnisse

Mit der beschriebenen Orientierungssensorik funktioniert die Flugregelung für MARVIN einwandfrei. Die von den Beschleunigungssensoren bewirkte Driftkompensation bringt den Fehler für  $\alpha_x$  und  $\alpha_y$  nach kurzer Ruhelage des Helikopters schnell unter  $1^\circ$ . Bei stärkeren Rotationen können aber kurzfristig größere Fehler auftreten; die Driftkompensation von maximal  $2,1^\circ/\text{s}$  wird manchmal fast ausgeschöpft, weil die Meß-, Quantisierungs- und Rechenfehler der  $g^{\text{BKS}}$ -Rotation einen Schwachpunkt darstellen. Der Fehler in  $\alpha_z$  erreicht in der Praxis aufgrund nicht-linearer Effekte in der magnetischen Ablenkung bis zu  $10^\circ$ , was zwar kein besonders gutes Ergebnis ist, sich aber noch innerhalb der Anforderungen bewegt.

## 6 Schluß

Es wurde gezeigt, wie sich aus preiswerten Komponenten im Gesamt-Materialwert von 500 DM eine Orientierungssensorik konstruieren läßt, die zur automatischen Flugregelung eines Helikopters ausreichend ist. Ungleich teurere inertielle Meßsysteme, die kommerziell verfügbar sind und üblicherweise für derartige Zwecke zum Einsatz kommen, werden zur Implementierung eines Autopiloten keineswegs benötigt. Dies gilt mit Sicherheit auch für – reglungstechnisch viel einfachere – Flächenflugzeuge.

## Literatur

- [1] International Aerial Robotics Competition: The Robotics Competition of the Millennium. <http://avdil.gtri.gatech.edu/AUVS/CurrentIARC/IARC2000Intro.html>.
- [2] G. Hommel M. Musial, U. W. Brandenburg. Das Kommunikationskonzept für MARVIN, den autonom fliegenden Erkundungsroboter der TU Berlin. In *Robotik 2000*, Berlin, 2000. VDI GMA.