

ENTWICKLUNG UND ERPROBUNG EINES WINDMEßSYSTEMS FÜR KLEINFLUGZEUGE

S. Myschik und G. Sachs
Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung
Technische Universität München
Boltzmannstr. 15, 85748 Garching

ÜBERSICHT

Im vorliegenden Beitrag wird ein Windmeßsystem vorgestellt, mit dem zwei Ziele verfolgt werden. Das erste Ziel betrifft ein neues Konzept zur Bestimmung von Windgeschwindigkeit und -richtung. Das zweite ist auf eine kosteneffiziente Realisierung ausgerichtet, so dass das Windmeßsystem auch für kleine Flugzeuge erschwinglich wird. Mit dem neuen Konzept ist eine Bestimmung von Anstell- und Schiebewinkel möglich, die keine aerodynamische Strömungssensoren erfordert, sondern mittels Daten eines Navigationssystems erfolgt. Zur angestrebten Kosteneffizienz tragen der Verzicht auf aerodynamische Strömungsmessgeber und die Nutzung vorhandener Navigations- und Computersysteme sowie eine leistungsfähige Software zur Durchführung der notwendigen Berechnungen bei. Ergebnisse aus einem umfangreichen Flugversuchsprogramm werden zur Validierung vorgelegt.

1. EINLEITUNG

Die Windverhältnisse sind für die Bewegung der Flugzeuge unter mehreren Aspekten von Bedeutung. Hierzu zählen auch Probleme der Flugsicherheit, wie sie z. B. beim Landeanflug unter Scherwindbedingungen auftreten können [1]. Eine Information über Richtung und Geschwindigkeit des Windes ist in solchen Fällen wichtig und nützlich für den Piloten. Er hat dann Kenntnis über die vorhandenen Windbedingungen und ist auf mögliche Änderungen vorbereitet, so dass er rechtzeitig Gegensteuermaßnahmen einleiten kann.

Der Strömungszustand des Flugzeugs wird maßgeblich durch den Anstell- und den Schiebewinkel bestimmt. Eine Kenntnis dieser Größen ist ebenfalls unter Flugsicherheitsaspekten bedeutsam, wenn sich das Flugzeug möglichen kritischen Flugzuständen nähert. Da zur Bestimmung des Windes an Bord des Flugzeugs auch die beiden Strömungswinkel verwendet werden, ist es möglich, sie dem Piloten ebenfalls anzuzeigen. Dadurch kann ein weiterer Beitrag zur Flugsicherheit erzielt werden.

Anstell- und Schiebewinkel werden üblicherweise mit Strömungssensoren bestimmt. Für eine korrekte Messung ist es notwendig, die Strömungssensoren an einem geeigneten Ort des Flugzeugs anzubringen. Um einen ordnungsgemäßen Betrieb sicherzustellen, ist darauf zu achten, dass keine Beschädigungen an den

Strömungssensoren entstehen. Außerdem ist eine Wartung der Strömungssensoren erforderlich.

Eine Vermeidung der geschilderten Komplexität und des Aufwands ist möglich, wenn eine Bestimmung von Anstell- und Schiebewinkel vorgenommen wird, die auf Strömungssensoren verzichtet. Eine solche Bestimmung ist über die Verwendung von Navigationsdaten und eines dafür geeigneten Berechnungsverfahrens möglich. Derartige Möglichkeiten sind in [2-4] behandelt. Geht man davon aus, dass Kleinflugzeuge zukünftig über entsprechende Navigationssysteme und Computer verfügen, so wird die Bestimmung von Anstell- und Schiebewinkel mittels Navigationsdaten mit einem Minimum an Kosten möglich.

2. SYSTEMKONZEPT

Ausgangspunkt für die Bestimmung des Windes ist die Vektorbeziehung, die den Zusammenhang zwischen der Bahngeschwindigkeit des Flugzeugs, der Geschwindigkeit des Flugzeugs gegenüber Luft und der Windgeschwindigkeit beschreibt. Hierfür gilt

$$(1) \quad \vec{V}_W = \vec{V}_K - \vec{V}$$

Der Zusammenhang der drei Vektoren ist in Bild 1 veranschaulicht, das auch weitere Größen zur Windbestimmung zeigt.

Das auf der Beziehung nach Gl. (1) basierende Systemkonzept zur Windbestimmung ist in Bild 2 dargestellt, das die Hauptelemente wiedergibt. Hierbei sind auch die Größen ersichtlich, die zur Bestimmung von Anstell- und Schiebewinkel erforderlich sind.

Ergänzend zum Systemkonzept zeigt Bild 3 eine detaillierte Darstellung zur Bestimmung der Windgeschwindigkeit. Hierbei sind die verwendeten Messwerte gezeigt, die Daten des Navigationssystems sowie Größen des Anströmzustands betreffen. Zur Beschreibung des Windgeschwindigkeitsvektors können dessen Betrag und Richtung oder dessen Komponenten im flugzeugfesten bzw. im geodätischen Koordinatensystem angegeben werden.

Bei den Berechnungsschritten wird u.a. eine Koordinatentransformation vom geodätischen in das flugzeugfeste Koordinatensystem bzw. umgekehrt durchgeführt, bei der die folgende Transformationsmatrix verwendet wird:

$$(2) \quad \mathbf{M}_{fg} = \begin{bmatrix} \cos \Theta \cos \Psi & \cos \Theta \sin \Psi & -\sin \Theta \\ \sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi & \sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi & \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi & \cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi & \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix}$$

In Bild 3 ist weiter gezeigt, dass Tiefpassfilter der folgenden Form

$$(3) \quad F_{TP}(s) = \frac{1}{T_W s + 1}$$

zur Glättung von hochfrequenten Störungen im Berechnungsergebnis verwendet werden.

Als Beispiel für die Bestimmung der Strömungswinkel zeigt Bild 4 die Vorgehensweise beim Schiebewinkel. Hierbei erfolgt eine Auswertung der Kraftrelationen in seitlicher Richtung unter Verwendung von aerodynamischen Modelldaten sowie von inertialen Messgrößen und Steuerausschlägen. Die Verwendung einer komplementären Filterung gewährleistet eine hinreichende Systembandbreite. Ein analoges Konzept dient zur Bestimmung des Anstellwinkels. Bei der Software-Entwicklung zur Bestimmung der beiden Strömungswinkel wurde auf geringe Rechenbelastung und Echtzeitfähigkeit geachtet. Die Kalibrierung erfolgte mit einem hochgenauen aerodynamischen Strömungssensor, der für das Forschungsflugzeug verfügbar ist.

Die für die Transformationsmatrix \mathbf{M}_{fg} , Gl. (2), benötigten Eulerwinkel (Φ , Θ , Ψ) sowie der zur Windberechnung verwendete Vektor der Geschwindigkeit gegenüber der Erde

$$(4) \quad \vec{V}_K = [u_{Kg} \quad v_{Kg} \quad w_{Kg}]^T$$

werden durch ein kostengünstiges INS/GPS-Navigationssystem bereitgestellt. Eine schematische Darstellung des Systems ist in Bild 5 gezeigt.

Die von den Drehraten- und Beschleunigungssensoren gemessenen Größen werden zur Berechnung von Geschwindigkeit, Position, und Lage verwendet. Dies erfolgt mit den im folgenden angegebenen Relationen.

Die Bestimmung der Position ergibt sich aus den folgenden Beziehungen

$$(5) \quad \begin{aligned} \dot{\delta} &= \frac{1}{M_{\delta} + h} u_{Kg} \\ \dot{\Lambda} &= \frac{1}{(N_{\delta} + h) \cos \delta} v_{Kg} \\ \dot{h} &= -w_{Kg} \end{aligned}$$

Für die Beschleunigung im geodätischen Koordinatensystem gilt

$$(6) \quad (\dot{\mathbf{v}})_g = \mathbf{M}_{gf}(\mathbf{b})_f + (\mathbf{g})_g - [(\boldsymbol{\omega})_g^{eg} + (2\boldsymbol{\omega})_g^{ie}] \times (\mathbf{v})_g.$$

Darin kennzeichnet $(\mathbf{b})_f$ die Beschleunigung im flugzeugfesten System und $(\mathbf{g})_g$ die lokale Schwerebeschleunigung.

Die Größe $(\boldsymbol{\omega})_g^{eg}$ stellt die Drehgeschwindigkeit des lokalen geodätischen bezüglich des erdfesten Koordinatensystems dar. Die Größe $(\boldsymbol{\omega})_g^{ie}$ beschreibt die Rotation der Erde im geodätischen Koordinatensystem.

Für die zeitliche Änderung der Eulerwinkel gilt

$$(7) \quad \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \Phi \\ \Theta \\ \Psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi \tan \Theta & \cos \Phi \cos \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi / \cos \Theta & \cos \Phi / \cos \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

Die Verwendung von kostengünstigen Drehraten- und Beschleunigungssensoren macht eine externe Stützung erforderlich. Damit kann die Qualität der Sensordaten hinsichtlich Auflösung, Rauschen und Offset verbessert werden.

Die externe Stützung erfolgt unter Verwendung von GPS-Positionsdaten als Referenzwerte. Aus der Differenz zwischen der errechneten Position und der Referenz werden über ein lineares Fehlermodell

$$(8) \quad \begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{F}\mathbf{x} + \mathbf{w} \\ \mathbf{y} &= \mathbf{H}\mathbf{x} + \mathbf{v} \end{aligned}$$

mittels eines Kalmanfilters die Trägheitsfehler geschätzt [7-9]. Der Zustandsvektor \mathbf{x} des Fehlermodells beschreibt die Geschwindigkeits-, Positions- und Lagefehler sowie den Offset der Beschleunigungs- und Drehratensensoren. Über das Messrauschen \mathbf{v} werden die stochastischen Eigenschaften der gemessenen Positionsabweichung nachgebildet. Modellunsicherheiten und die stochastischen Sensoreigenschaften werden mit Hilfe des Prozessrauschens \mathbf{w} erfasst. Durch die in Bild 5 gezeigte Rückführung werden die ermittelten Fehler korrigiert.

Das beschriebene System ist im Forschungsflugzeug des Lehrstuhls für Flugmechanik und Flugregelung der TU München installiert. Bild 6 gibt hierzu einen Überblick, der die einzelnen Hardwarekomponenten zeigt. Außerdem ist der hochgenaue Strömungssensor dargestellt, der zur Kalibrierung dient.

3. ERGEBNISSE

Das Windmeßsystem ist Gegenstand einer umfangreichen Flugerprobung. Im Folgenden werden repräsentative Ergebnisse aus den Flugversuchen vorgestellt.

Ausgangspunkt für die Flugversuche war die Validierung des Moduls zur Bestimmung von Anstell- und Schiebewinkel. In Bild 7 sind hierzu beispielhaft Ergebnisse für den Schiebewinkel gezeigt. Daraus geht die Güte der Übereinstimmung zwischen den mit den Navigationsdaten bestimmten Schiebewinkeln und den Referenzwerten des beschriebenen aerodynamischen Strömungssensors (Bild 6) hervor.

Ergebnisse zur Windbestimmung sind in den Bildern 8-11 dargestellt. Hierbei werden Fälle unterschiedlichen Schwierigkeitsgrades betrachtet.

Zunächst wird der einfachere Fall eines Geradeausflugs in einem Feld mit konstanter Windgeschwindigkeit behandelt. Ergebnisse hierzu sind in Bild 8 wiedergegeben, das die Geschwindigkeit über Grund und die Geschwindigkeit des Flugzeugs gegenüber der bewegten Luft zeigt. Die Konstanz des Windes äußert sich in dem parallelen Verlauf der beiden Geschwindigkeiten. Aus dem Vergleich der beiden Geschwindigkeiten geht auch hervor, dass es sich um einen Flug mit Rückenwind handelt.

In den Bildern 9 und 10 sind Ergebnisse zu einem Kurvenflug in einem konstanten Windfeld dargestellt. Hier zeigen sich Änderungen in der Zuordnung der Geschwindigkeit über Grund zur Geschwindigkeit des Flugzeugs gegenüber der bewegten Luft entsprechend dem Verlauf des Kurvenfluges (Bild 9). Dies ist bedingt durch die sich ändernde Relation zwischen Flugzeugbewegung und Wind, dessen Geschwindigkeit und Richtung in Bild 10 dargestellt sind.

Ergebnisse aus einem dynamischeren Flugmanöver sind in Bild 11 gezeigt. Hier führt das Flugzeug ein Nickmanöver mit deutlichen Änderungen in der Nicklage durch, die zu ausgeprägten Vertikalgeschwindigkeiten führen (oberer Bildteil). Dadurch ergeben sich entsprechend große Änderungen in der Bewegung gegenüber der Luft. Im mittleren und unteren Bildteil sind Windgeschwindigkeit und -richtung während des betrachteten Flugmanövers dargestellt.

3. ZUSAMMENFASSUNG

Ein Windmeßsystem zur bordautonomen Bestimmung von Windgeschwindigkeit und -richtung wird vorgestellt, das aufgrund seiner Kosteneffizienz für Kleinflugzeuge nutzbar ist. Zur angestrebten Kosteneffizienz tragen der Verzicht auf aerodynamische Strömungssensoren für Anstell- und Schiebewinkel bei sowie die Nutzung als vorhanden angenommener Navigationssysteme und Computer einschließlich einer leistungsfähigen Software zur Durchführung der erforderlichen Berechnungen. Der Verzicht auf aerodynamische Strömungssensoren wird dadurch möglich, dass Anstell- und Schiebewinkel unter Verwendung von Navigationsdaten bestimmt werden können. Das Windmeßsystem, das im Forschungsflugzeug des Lehrstuhls für Flugmechanik und Flugregelung der TU München installiert ist, wird in einem umfangreichen Flugversuchsprogramm erprobt. Ergebnisse aus den Flugversuchen zur Validierung des Systems werden vorgelegt.

4. LITERATUR

- [1] Hahn, K.-U.: Effect of Wind Shear on Flight Safety. Progress in Aerospace Sciences, Vol. 26, No. 1, pp 225-259, 1989.
- [2] Looye, G., Joos, H.-D.: Design of Robust Dynamic Inversion Control Laws using Multi-Objective Optimization. Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 2001, AIAA Paper 2001-4285, 2001.
- [3] Farineau, J.: Lateral Electric Flight Control Laws of a Civil Aircraft based upon Eigenstructure Assignment Technique. AIAA-89-3594, 1989.
- [4] Myschik, S., Heller, M., Holzapfel, F., Sachs, G.: Low-Cost-System zur Bestimmung von Anstell- und Schiebewinkel für Kleinflugzeuge. DGLR-Jahrbuch 2003, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, Bonn, Band III, ISSN 0070-4083, S. 1761-1767, 2004.
- [5] Vörsmann, P.: Ein Beitrag zur bordautonomen Windmessung. Dissertation, TU Braunschweig, 1984.
- [6] Bögel, W., Baumann, R.: Test and Calibration of the DLR Falcon Wind Measuring System by Manoeuvres. Journal of Atmospheric And Oceanic Technology, Vol. 8, No. 1, February 1991.
- [7] Farrell, J., Barth, M.: The Global Positioning System & Inertial Navigation, McGraw-Hill, New York, 1999.
- [8] Maybeck, P.: Stochastic Models, Estimation and Control, Vol. I – III, Navtech Book & Software Store, Arlington VA, 1994.
- [9] Bar-Itzhack, Y.Y., Berman, N.: Control Theoretic approach to inertial navigation systems. Journal of Guidance And Control, 11(2):237-245, May-June 1988.

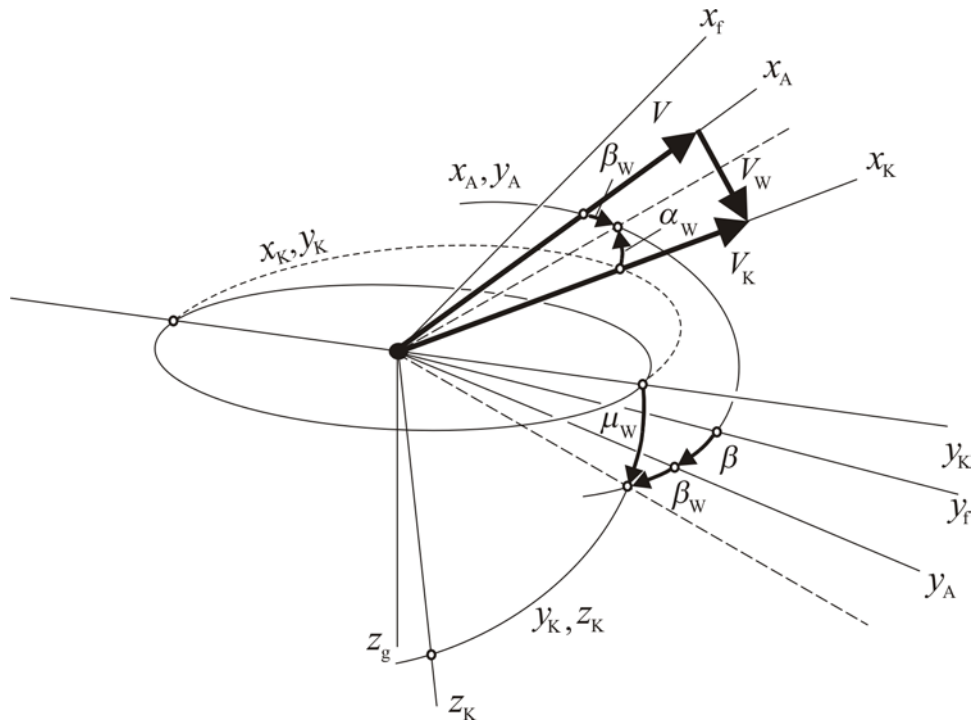


Bild 1: Geschwindigkeitsvektoren und Koordinatensysteme

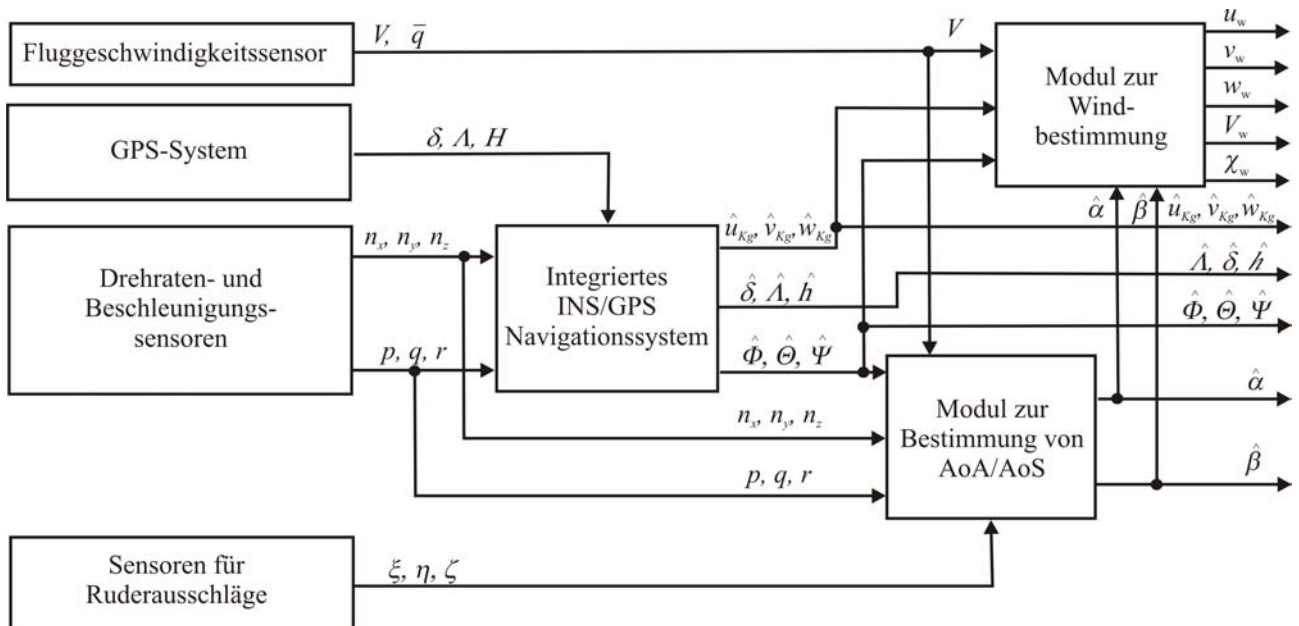


Bild 2: Windmeßsystem

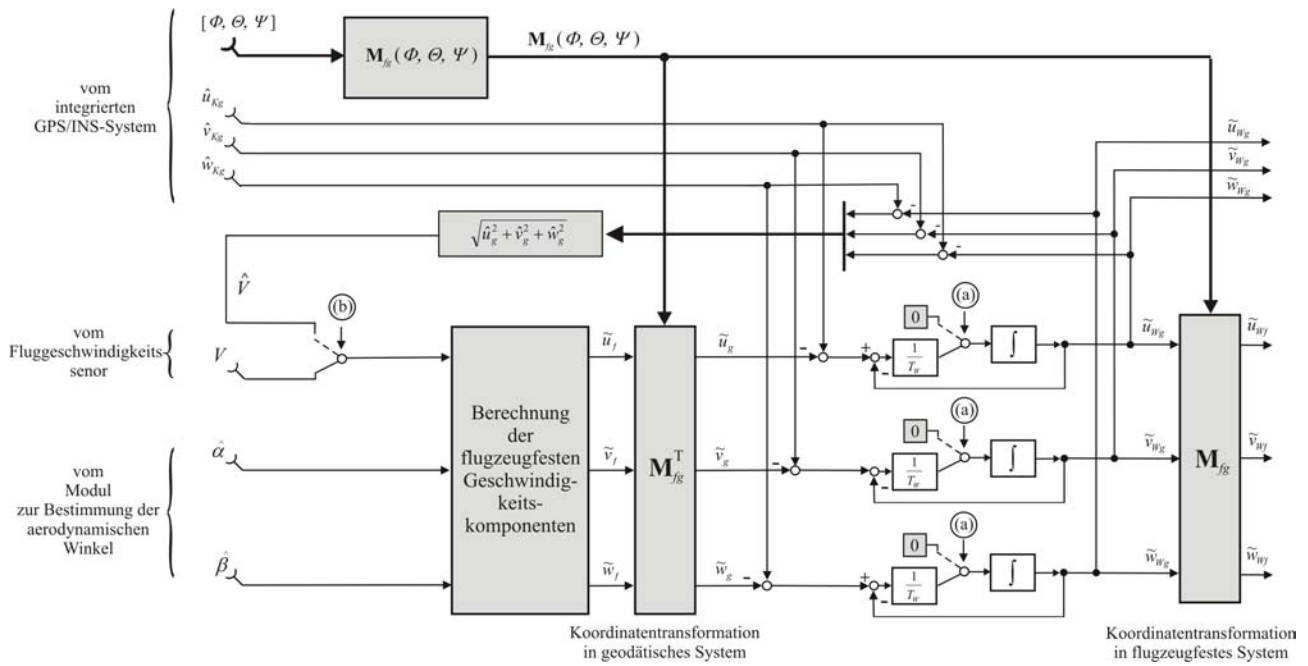


Bild 3: Modul zur Windbestimmung

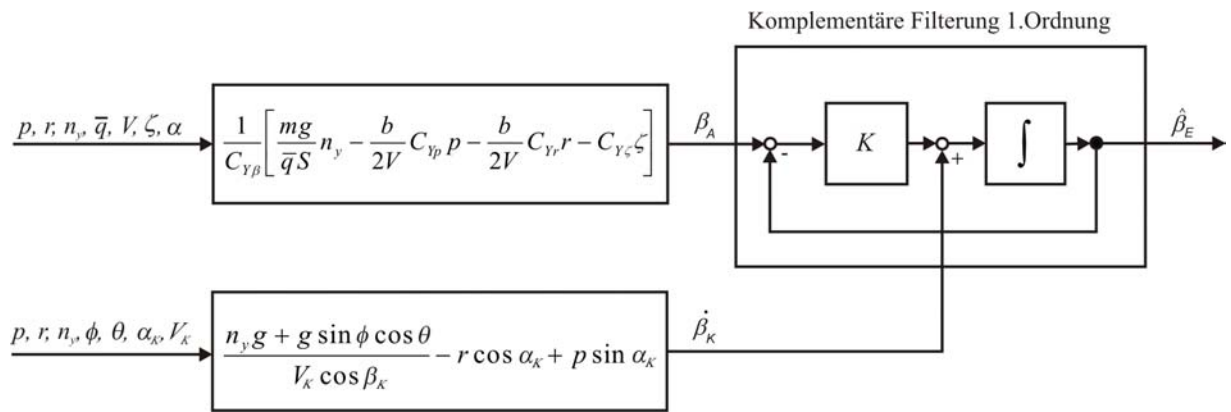


Bild 4: Bestimmung des aerodynamischen Schiebewinkels

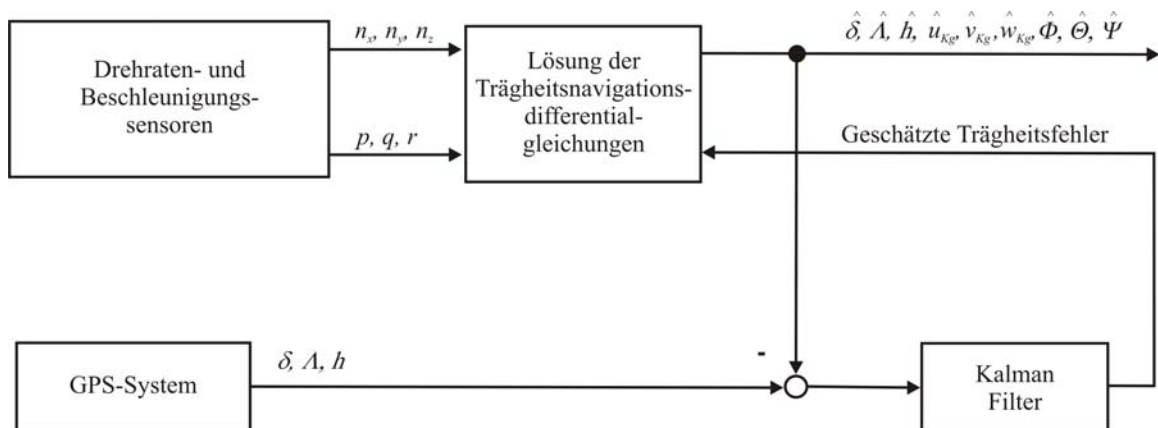


Bild 5: Integriertes INS/GPS-Navigationssystem

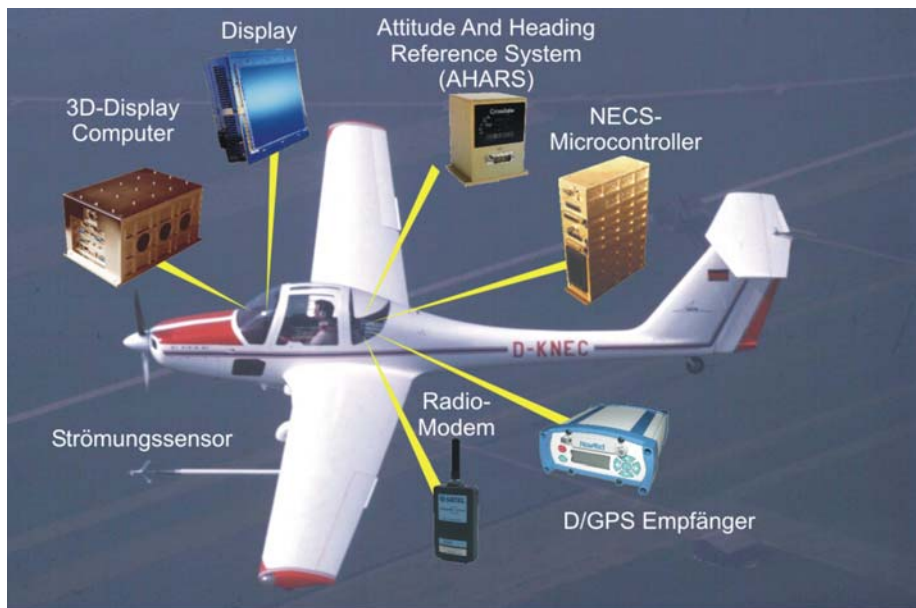


Bild 6: Forschungsflugzeug des Lehrstuhls für Flugmechanik und Flugregelung sowie Strömungssensor

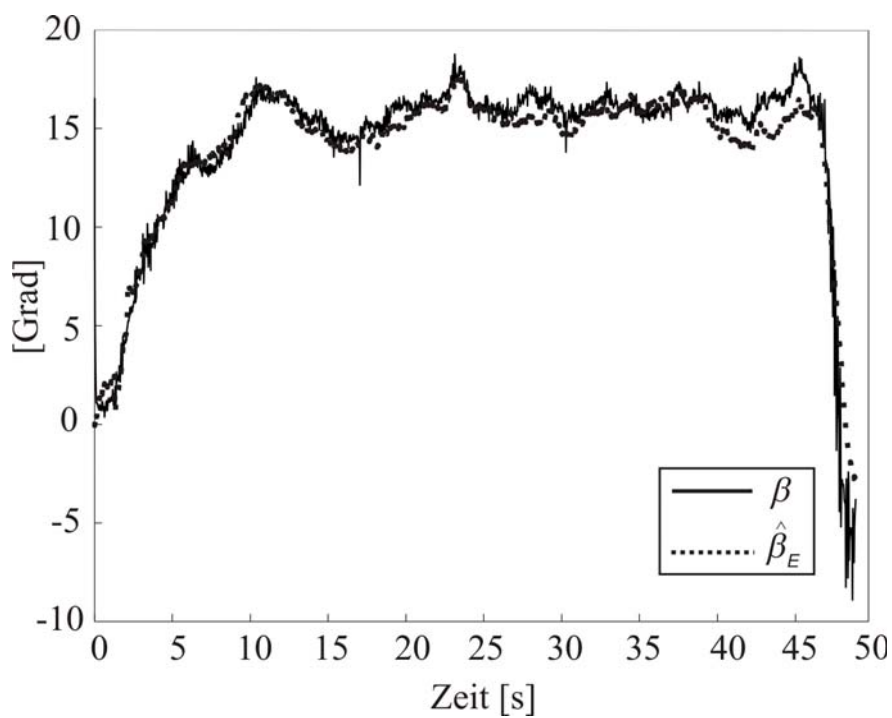


Bild 7: Flugversuchsergebnisse zur Bestimmung des Schiebewinkels

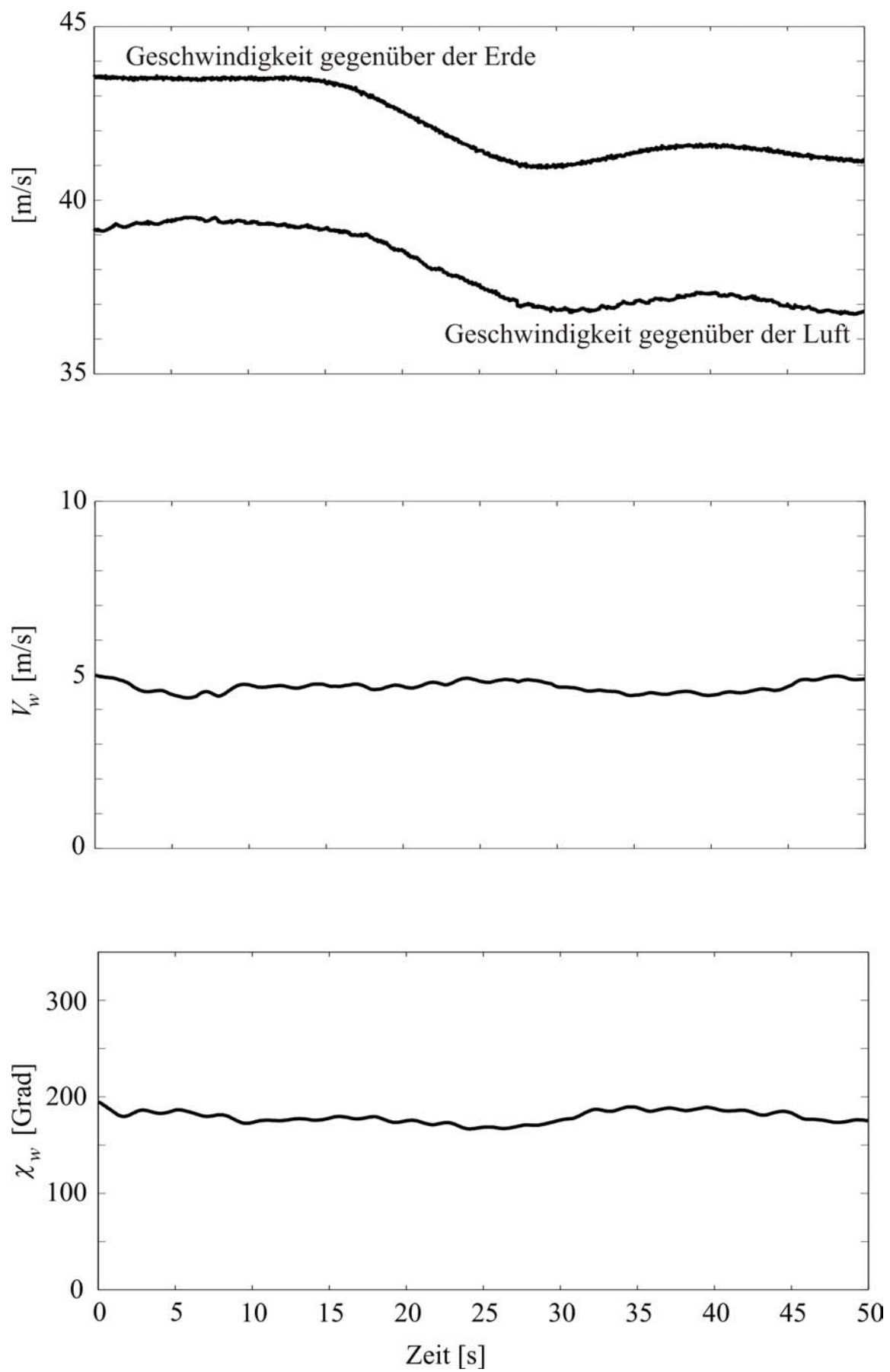


Bild 8: Flugversuchsergebnisse zu einem Geradeausflug in einem stationären Windfeld

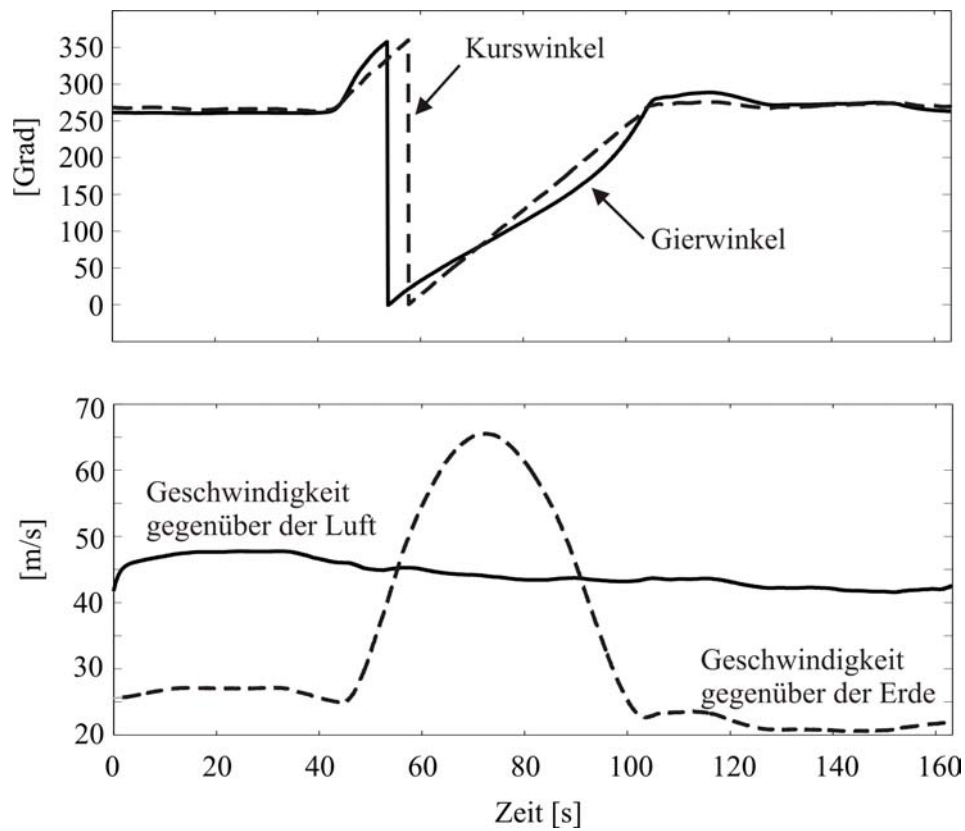


Bild 9: Geschwindigkeiten und Kurs-/Gierwinkel beim Kurvenflug in einem stationären Windfeld

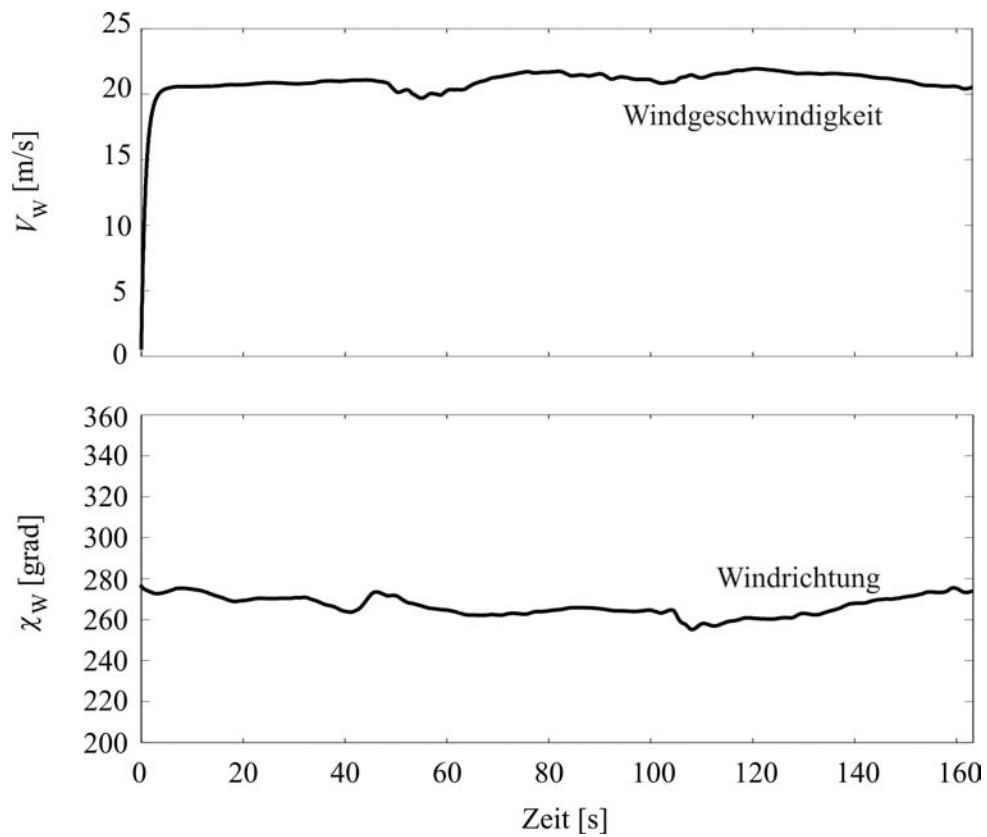


Bild 10: Windgeschwindigkeit und -richtung beim Kurvenflug in einem stationären Windfeld

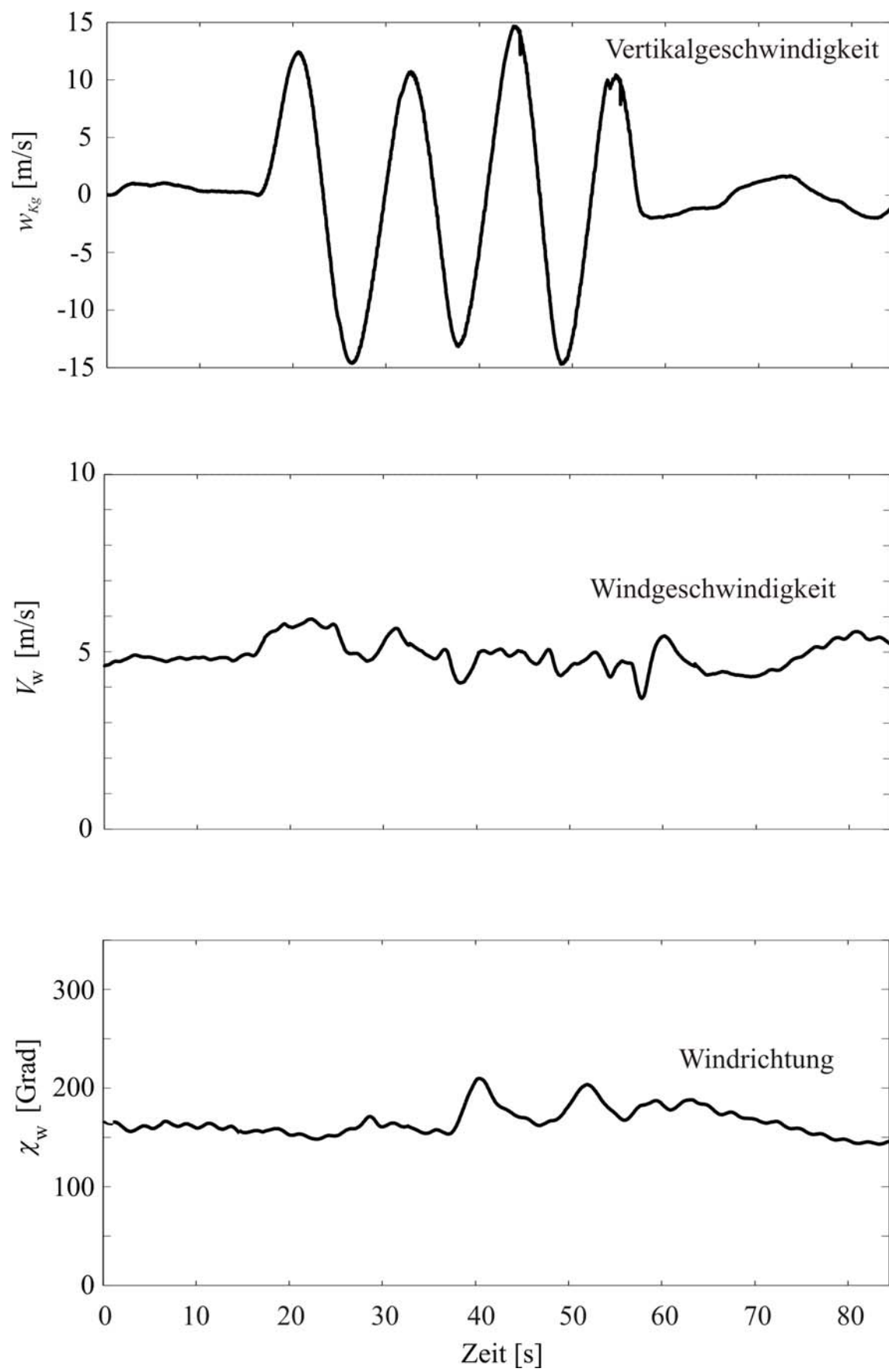


Bild 11: Ergebnisse zu einem Flugmanöver mit Änderungen in der Vertikalgeschwindigkeit