

$$\dot{x} = f(x, u), \quad x(0) = x_0$$

$$y = g(x, u)$$

$$\dot{\Phi}(t, t_0) = A(t)\Phi(t, t_0)$$

$$\dot{X}(t) = (A - N)X(t) + B(u)$$

$$Y(t) = C X(t) + D(u)$$

Automatic Landing for Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles with Optical Sensors

Dipl.-Ing. Martin Trittler

$$\dot{r} = \frac{1}{\sin \theta} (R_{\dot{\theta}} + R_{\dot{\psi}}) + T_{T_H} \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = (\dot{\omega} + \dot{\omega}_E) \cdot r$$



$$\beta_{min} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \beta_{min}(x_i, u_i)$$

```
(i=N-1; i++)  
[i] >= sat_val); {con  
[1+N+1] >= sat_val  
[2+N+1] >= sat  
[4+i] >= sat
```

Universität Stuttgart
Institut für Flugmechanik und Flugregelung

Fortschrittsberichte

$$\|G\|_{\infty}^2 \leq \sup_{\omega \in \mathbb{R}} |G(j\omega)|^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |G(s)|^2 ds$$

Automatic Landing for Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles with Optical Sensors

A thesis accepted by the Faculty of Aerospace Engineering and Geodesy of the University of
Stuttgart in partial fulfillment of the requirements for the degree of
Doctor of Engineering Sciences (Dr.-Ing.)

by

Martin Trittler

born in Spaichingen

Committee chair: Prof. Dr.-Ing Walter Fichter
Committee member: Prof. Dr.-Ing Peter Vörsmann
Date of defense: 11.12.2017

**Institute of Flight Mechanics and Control
University of Stuttgart
2018**

Fortschrittsberichte des Instituts für Flugmechanik und
Flugregelung

Band 7

Martin Trittler

**Automatic Landing for Fixed-Wing Unmanned
Aerial Vehicles with Optical Sensors**

D 93 (Diss. Universität Stuttgart)

Shaker Verlag
Aachen 2018

Bibliographic information published by the Deutsche Nationalbibliothek

The Deutsche Nationalbibliothek lists this publication in the Deutsche Nationalbibliografie; detailed bibliographic data are available in the Internet at <http://dnb.d-nb.de>.

Zugl.: Stuttgart, Univ., Diss., 2017

Copyright Shaker Verlag 2018

All rights reserved. No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system, or transmitted, in any form or by any means, electronic, mechanical, photocopying, recording or otherwise, without the prior permission of the publishers.

Printed in Germany.

ISBN 978-3-8440-5968-7

ISSN 2199-3483

Shaker Verlag GmbH • P.O. BOX 101818 • D-52018 Aachen

Phone: 0049/2407/9596-0 • Telefax: 0049/2407/9596-9

Internet: www.shaker.de • e-mail: info@shaker.de

Danksagung

Die vorliegende Arbeit entstand auf Basis meiner Arbeit als Wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Flugmechanik und Flugregelung an der Universität Stuttgart. Mein Dank gilt Herrn Prof. Dr. Walter Fichter, welcher mir die Tätigkeit am Institut ermöglicht hat und die Arbeit als Doktorvater begleitete. Des Weiteren möchte ich mich bei Herrn Prof. Dr. Peter Vörsmann für die Übernahme des Zweitberichts und die wertvollen Kommentare bedanken. Sehr gefreut habe ich mich über den Vorsitz der mündlichen Prüfung von Herrn Prof. Dr. Jörg Wagner, seine Vorlesungen sind mir bis heute in bester Erinnerung.

Großen Einfluss auf meine Dissertation hatten selbstredend die vielen fantastischen Kollegen am Institut. Besonders meinen Mitstreitern der Gruppe ‚unbemannte Fluggeräte‘ möchte ich für die tolle Zusammenarbeit danken. Beginnend mit der Entwicklung eines Bordrechnersystems über erste Flugmissionen bis zu unseren Forschungsthemen in den Bereichen Navigation, Bahnplanung oder automatische Landung haben wir gemeinsam einiges geschafft und vor allem auch etliche Rückschläge überwunden. Gerne habe ich auch immer mit meinen Praktikanten und Diplomanden zusammengearbeitet. Hier möchte ich speziell Herrn Thomas Rothermel erwähnen, welcher in seiner Diplomarbeit die Anfänge der vorliegenden Arbeit mitgestaltet hat.

Bei aller Freude an Wissenschaft und Technik, das Wichtigste bleiben Freunde und Familie. Vielen Dank für die Momente mit euch. An meine Schwester, meine Eltern, meine Töchter Frida und Karla und meine liebe Antje: ihr seid die Größten.

Stuttgart, den 18.04.2018

Martin Trittler

Contents

Contents	vii
Nomenclature	ix
Abstract	xiii
Kurzfassung	xv
1 Introduction	1
1.1 Motivation	1
1.2 Landing Autopilot Concept	3
1.3 State-of-the-Art and Design Considerations	4
1.3.1 Relative Position and Velocity Sensing aboard MAVs	5
1.3.2 Landing Control Systems for MAVs	7
1.3.3 Landing using Optical Sensors	8
1.4 Research Contributions	10
1.5 Structure of the Thesis	11
2 Landing Approach Control	13
2.1 Control System Design	15
2.1.1 Approach Path and Coordinate Frame Definitions	15
2.1.2 Control Design	17
2.1.3 Visual Feature Modeling	19
2.1.4 State Reconstruction	25
2.1.5 Reconstruction of Marker Depth and Desired Height	32

2.1.6	Observability and Sensitivity of State Reconstruction	34
2.1.7	Flight Controller Design	39
2.2	Simulation Results	45
2.2.1	Simulation Environment	45
2.2.2	Results and Discussion	47
2.2.3	Robustness Against Marker Geometry Deviations	58
3	Touchdown Control	65
3.1	Controller Design	66
3.1.1	Optical Flow Measurement Equations	67
3.1.2	Control Structure	69
3.2	Simulation Results	77
4	Implementation and Flight Test Results	83
4.1	MAV System Description	83
4.1.1	Inertial Navigation System	86
4.1.2	Vision Subsystem	86
4.1.3	Optical Flow Sensor	87
4.2	Implementation	88
4.2.1	Marker Tracking	89
4.2.2	Sensor Calibration	92
4.3	Flight Test Results	93
4.3.1	Landing Approach Control	95
4.3.2	Touchdown Control	99
5	Conclusion	105
A	Aircraft Model and Basic Control	109
A.1	Nonlinear Simulation Model	109
A.2	Linearized Aircraft Model and Basic Controllers	110
A.2.1	Longitudinal Motion	110
A.2.2	Lateral Motion	113

B Pinhole Camera Model	117
Bibliography	129
Curriculum Vitae	131

Nomenclature

Symbols frequently used within this thesis are listed below in alphabetical order. Not included are symbols appearing only once or are assumed to be clear from the context.

Symbols

a	body fixed x-axis offset of optical flow sensors
b	wingspan
B	width of marker triangle base
b_{Δ}	visual feature for distance reconstruction
c	body fixed z-axis offset of optical flow sensors
f	focal length of camera or optic flow sensor
H	marker triangle height
h_{Δ}	visual feature for height reconstruction
h_{cg}	distance from aircraft bottom/gear to its cg in body fixed z axis direction
h_{AG}	height above ground of the aircraft center of gravity
\mathbf{H}_{br}^*	linearized kinematic mapping for rotational speeds
\mathbf{K}	camera calibration matrix
l_c	camera center distance to aircraft center of gravity
$l_{o,x}$	position vector of optical flow sensor x with respect to the aircraft cg
\mathbf{L}	interaction matrix
\mathbf{o}	optical flow measurement vector
$o_{x,m}$	mean optical flow in body fixed x axis direction
$o_{y,m}$	mean optical flow in body fixed y axis direction
o_{ϕ}	x-axis optical flow difference of left and right sensor

\mathbf{p}	marker point on camera plane
\mathbf{P}	marker point in landing reference frame
p	roll rate
q	pitch rate
r	yaw rate
\mathbf{r}	position of aircraft center of gravity
s_{Δ}	visual feature for lateral offset reconstruction
\mathbf{s}	visual feature vector
\mathbf{T}_{cb}	direction cosine matrix - here body fixed to camera coordinates
\mathbf{t}	camera position in geodetic coordinate system
u	longitudinal velocity
\mathbf{u}_c	translational camera velocity vector
\mathbf{u}	input vector
V_A	airspeed
v	lateral velocity
\mathbf{v}_c	camera velocity vector, translational and rotational speeds
\mathbf{v}_w	wind vector
w	down velocity
w_{Δ}	visual feature for yaw angle reconstruction
\mathbf{w}	aircraft pose vector, position and attitude
\mathbf{W}_{cb}	rotational mapping, body fixed to camera coordinates
\mathbf{W}_{br}	kinematic mapping, reference to body fixed
\mathbf{W}	pose transformation matrix
X	horizontal position in landing direction
x	x coordinate of marker point \mathbf{p}
\mathbf{x}	state vector
Y	horizontal position cross to landing direction
y	y coordinate of marker point \mathbf{p}
$\mathbf{y}_{lat}, \mathbf{y}_{lon}$	lateral and longitudinal output vectors
$\mathbf{y}_{lat,s}, \mathbf{y}_{lon,s}$	lateral and longitudinal output vectors containing visual features

Z	down position
Z_x	depth of image point \mathbf{p}_x , distance of \mathbf{P}_x to the camera in camera z-axis

Greek Symbols

α	angle of attack
β	sideslip angle
γ	flight path angle
δ_a	aileron
δ_e	elevator
δ_r	rudder
δ_t	thrust setting
δ_{rw}	angle between runway edges
ϵ	camera inclination angle
θ	pitch angle
ϕ	roll angle
ϕ_h	horizon rotation angle
ψ	yaw angle
ψ_{cl}	centerline rotation angle, e.g. between marker triangle centerline and base

Subscripts/Superscripts

b	body fixed coordinates
c	camera coordinates
f	optical flow sensor coordinates
l	index for left marker or left optic flow sensor
L	landing or aiming point
lat	lateral
lon	longitudinal
r	index for right marker or right optic flow sensor or reference coordinates
t	index for top marker
*	superscript for trim value

Operators

$\dot{(\cdot)}$	time derivative $\frac{d(\cdot)}{dt}$
$(\cdot)^\top$	transpose

Acronyms

AGL	Above Ground Level
COTS	Commercial of the Shelf
DOF	Degree of Freedom
EKF	Extended Kalman Filter
FPGA	Field Programmable Gate Array
GPS	Global Positioning System
INS	Inertial Navigation System
MAV	Mini Aerial Vehicle
ROCS	Research Onboard Computing System
UAS	Unmanned Aerial System

Abstract

An autopilot for the landing of fixed-wing mini unmanned aerial vehicles is presented in this work. The objective is to realize a landing autopilot which allows a coordinated landing along a predefined approach path without any map data or previously measured landing coordinates as well as in the absence of global positioning system measurements. Optical sensors for the perception of the landing site and the true ground onboard the MAV are utilized in a direct feedback scheme based on the MAVs basic controllers, rather than fusing the sensor information to a navigation filter. This ensures a minimum implementation effort for the landing autopilot. The landing control is separated in two parts, the landing approach and the touchdown phase.

For the landing approach, a visual servoing controller has been developed. It uses direct feedback from, at minimum, an inertial navigation system, an airspeed sensor and a camera. The landing site has to be marked with three artificial visual markers placed by the operator in a defined triangular shape. The marker geometry is designed in a way that provides sufficient information for controlling the unmanned aerial vehicle along the approach path while still being easily deployed without any additional equipment. Visual features are defined based on the camera measurement of the artificial markers and are used to reconstruct the approach path deviations. The derived algorithm to reconstruct the approach path deviations is based on strong linearizations, while at the same time being robust, simple to implement and sufficiently accurate. The output of this algorithm can be used directly as inputs for the flight controllers, i.e. any sophisticated navigation filtering is avoided. Linear stability and observability analysis, as well as simulation studies under realistic conditions show the feasibility of the introduced landing approach control.

During the final stage of the landing, the base markers of the marker triangle leave the

camera's field of view. In addition to the inertial navigation system and airspeed sensor, the remaining single optical marker at the top of the triangle and two additional optical flow sensors are applied to control the touchdown phase. The proposed configuration of the two flow sensors, which are positioned at the wing tips in a downward looking direction, allow the control of roundout, wings-level and sideslip angle relative to the true ground. The optical flow sensor's inherent non-linearity is utilized for a smooth transition from conventional lateral control, with the goal of keeping airplane aligned to the runway, towards the lateral touchdown control with the goal of leveling the wings and eliminating the sideslip angle. Simulation results are shown to prove the practicability of the proposed touchdown controller. Finally, the implementation of the automatic landing system on a real mini unmanned aerial vehicle system is outlined. Details about the deployed autopilot, the camera system, the marker tracking algorithm and camera calibration are discussed. As a result of the consequently simple design, it is possible to integrate the landing control system on an airframe with an take off weight of 1.2 kilograms with relatively low additional payload and power budget constraints. Since no complex algorithms arise, the landing autopilot can be implemented with a moderate computational effort and with minimal modifications to the standard autopilot software. The presented flight tests demonstrate the fully automatic landing of a fixed-wing mini unmanned aerial vehicle along a predefined path relative to an artificially marked landing site and a coordinated touchdown relative to the true ground based on optical sensors.

Kurzfassung

In der vorliegenden Arbeit wird ein automatisches Landesystem für kleine unbemannte Flächenflugzeuge, sogenannte 'mini unmanned aerial vehicles', entworfen und dessen Eignung für die reale Anwendung nachgewiesen. Zielsetzung ist es ein automatisches Landesystem zu entwickeln, welches die Landung entlang einer definierten Anflugbahn erlaubt und eine Landung ohne präzise Karteninformationen oder vorher vermessene Landekoordinaten, sowie ohne Satellitennavigationssystem durchgeführt werden kann. Optische Sensoren werden verwendet um den Landeplatz und die Landeoberfläche an Bord des unbemannten Flugzeugs zu erfassen und direkt in die Regelung einzuspeisen, ohne dass die Sensorinformationen in einem Navigationsfilter verarbeitet werden. Das Landesystem ist in zwei Teile gegliedert, der Landeanflug und die Phase des Aufsetzens.

Für den Landeanflug wird ein Regler nach dem Prinzip des 'visual servoing' entworfen, der direkten Regelung auf Basis von optischen Informationen, welcher ein Inertialnavigationssystem, einen Fahrtmesser sowie eine Kamera zur Messung von Bildmerkmalen benötigt. Die Landefläche wird vom Bediener des unbemannten Fluggeräts mit drei künstlichen Markierungen in einer definierten Dreiecksform ausgezeichnet. Diese werden zur Rekonstruktion der Abweichungen von der Anflugbahn verwendet und beruhen auf der Messung der drei künstlichen Markierungen. Der entworfene Landeregler basiert auf Linearisierungen um den Arbeitspunkt des Landeanflugs und erweist sich als ausreichend genau und effizient zu implementieren. Durch lineare Stabilitätsbetrachtung und Beobachtbarkeitsanalyse sowie Software-in-the-Loop Simulationen unter realitätsnahen Bedingungen wird die Eignung des Reglerkonzepts für den Landeanflug nachgewiesen.

In der Endphase des Landeanflugs verliert die Kamera die zwei Markierungen der Dreieck Basis aus dem Sichtfeld. Mit Hilfe der verbleibenden Markierung an der Spitze des Dreiecks sowie mit

zwei zusätzlichen Sensoren zur Messung des optischen Flusses an den Flügelen wird eine Regelung für die Phase des Aufsetzens entworfen. Hiermit kann der Abfangbogen ausgeregelt, die Flächen waagrecht zum Boden ausgerichtet, sowie der Schiebewinkel im Moment des Aufsetzens eliminiert werden. Die flughöhenbedingte Nichtlinearität der Flußmessung wird hierzu zur Gewichtung zwischen dem Kursregler, welcher auf die verbleibende Markierung zusteuert, sowie der Ausregelung des Roll- und Schiebewinkels verwendet. Abschnittsweise lineare Stabilitätsanalyse sowie Simulationsergebnisse weisen die Machbarkeit des verfolgten Ansatzes nach.

Abschließend wird die Umsetzung des Landereglers auf einem realen unbemannten Flächenflugzeug demonstriert und analysiert. Details der Implementierung auf dem verwendeten Bordrechner- und Kamerasystem, der Algorithmus zur Erkennung der Markierungen im Bild und die Kalibrierung der Kamera werden besprochen. Durch den konsequent einfach gehaltenen Regelungsentwurf kann das System auf einem Flugzeug mit einem Abfluggewicht von 1,2 kg mit minimaler Zusatzlast integriert werden. Die entworfenen Regelungsalgorithmen sind einfach aufgebaut und erlauben eine Implementierung mit minimalen Modifikationen der Standard Software des verwendeten Autopiloten. Die Flugtests demonstrieren die erste automatische Landung eines unbemannten Flugzeuges dieser Größenklasse, welche auf optischen Sensoren basiert und eine definierte Anflugbahn relativ zu einem markierten Landefeld sowie ein Abfangen und koordiniertes Aufsetzen relativ zum Boden beinhaltet.