Institute of Aeronautics and Astronautics: Scientific Series Band 1

Ferdinand Behrend

Advanced Approach Light System

Der Einfluss eines zusätzlichen visuellen Assistenzsystems zur Steigerung des Situationsbewusstseins bei kritischen Wetterbedingungen hinsichtlich vertikaler Fehler im Endanflug

Universitätsverlag der TU Berlin

Technische Universität Berlin

Ferdinand Behrend

Advanced Approach Light System

Der Einfluss eines zusätzlichen visuellen Assistenzsystems zur Steigerung des Situationsbewusstseins bei kritischen Wetterbedingungen hinsichtlich vertikaler Fehler im Endanflug

Die Schriftenreihe *Institute of Aeronautics and Astronautics: Scientific Series* wird herausgegeben von:
Prof. Dr.-Ing. Dieter Peitsch,
Prof. Dr.-Ing. Andreas Bardenhagen,
Prof. Dr.-Ing. Klaus Brieß,
Prof. Dr.-Ing. Robert Luckner,
Prof. Dr.-Ing. Oliver Lehmann,
Prof. Dr.-Ing. Thomas Grund

Institute of Aeronautics and Astronautics: Scientific Series | 1

Ferdinand Behrend

Advanced Approach Light System

Der Einfluss eines zusätzlichen visuellen Assistenzsystems zur Steigerung des Situationsbewusstseins bei kritischen Wetterbedingungen hinsichtlich vertikaler Fehler im Endanflug

Universitätsverlag der TU Berlin

Bibliografische Information der Deutschen Nationalbibliothek
Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über http://dnb.dnb.de abrufbar.

Universitätsverlag der TU Berlin, 2017
http://verlag.tu-berlin.de

Fasanenstr. 88, 10623 Berlin
Tel.: +49 (0)30 314 76131 / Fax: -76133
E-Mail: publikationen@ub.tu-berlin.de

Zugl.: Berlin, Techn. Univ., Diss., 2016
Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Oliver Lehmann
Gutachter: Dr.-Ing. Thomas Pütz
Die Arbeit wurde am 2. Juni 2016 an der Fakultät V unter Vorsitz von Prof. Dr. Andreas Bardenhagen erfolgreich verteidigt.

Diese Veröffentlichung – ausgenommen Zitate – ist unter der CC-Lizenz CC BY lizenziert.
Lizenzvertrag: Creative Commons Namensnennung 4.0
http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/

Druck: Pro BUSINESS
Satz/Layout: Ferdinand Behrend

Umschlagfoto:
Pete | https://www.flickr.com/photos/comedynose/3817994883 | CC0
https://creativecommons.org/publicdomain/mark/1.0/

ISBN 978-3-7983-2904-1 (print)
ISBN 978-3-7983-2905-8 (online)

ISSN 2512-5141 (print)
ISSN 2512-515X (online)

Zugleich online veröffentlicht auf dem institutionellen Repositorium der Technischen Universität Berlin:
DOI 10.14279/depositonce-5819
http://dx.doi.org/10.14279/depositonce-5819

Danksagung

Zunächst gilt mein besonderer Dank meinen beiden Betreuern Prof. Dr.-Ing. Oliver Lehmann und Dr.-Ing. Thomas Pütz. Ohne ihre fachliche Kompetenz und stets bereite Hilfestellung wäre die Verwirklichung der vorliegenden Arbeit nicht möglich gewesen. Auch möchte ich Prof. Dr.-Ing. Andreas Bardenhagen danken, für meine Arbeit zum ersten Mal den Vorsitz des Prüfungsausschuss übernommen zu haben.

Insgesamt gilt mein Dank allen Mitarbeitern des Fachgebiets für Flugführung und Luftverkehr. Dabei möchte besonders meinem Kollegen Bastian Göbel für seine technische Unterstützung danken, ohne den die verwendete Simulationsumgebung nie in ihrer Form zur Verfügung gestanden hätte. Außerdem möchte ich Christoph Strümpfel und The Huy Tran für das unermüdliche Korrigieren und Gegenlesen der Arbeit und die vielen interessanten Diskussionen danken. Nicht vergessen möchte ich die Arbeit der vielen beteiligten Studenten, durch deren Hilfe der Erfolg der Versuchsreihen erst möglich gemacht wurde.

Weiterhin möchte mich besonders bei Cpt. Michael Immenroth und Cpt. Carsten Schmidt für ihre Unterstützung innerhalb diverser Fachgespräche bedanken. Viele Ratschläge direkt aus dem täglichen Flug- und Trainingsbetrieb haben den Erfolg des *Advanced Approach Light System* erst möglich gemacht. Genauso möchte ich mich bei allen weiteren Piloten für ihre Teilnahme und Mithilfe an den Versuchsreihen bedanken.

Darüber hinaus möchte ich mich bei Prof. Dr. Dietrich Manzey, Dr. Ruth Lassalle und Till Peters für ihre Unterstützung in allen Fragen der Statistik bedanken, die ich ohne sie wohl nie beantworten hätte können.

Meinen ganz herzlichen Dank richte ich an meine Eltern, die mir es erst ermöglicht haben, diesen beruflichen Weg einzuschlagen und mich in jeder Entscheidung entlang dieses Weges uneingeschränkt unterstützt haben.

Abschließend möchte ich mich von ganzem Herzen bei meiner Frau Isabelle bedanken, die in dieser nicht immer einfachen Zeit hinter mir gestanden hat und mich uneingeschränkt unterstützt hat. Mit ihrer Hilfe, ihrer Geduld und nicht zuletzt ihrer Liebe konnte ich das vorliegende Werk fertigstellen.

Berlin, im April 2016

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis XI
Tabellenverzeichnis XV
Abkürzungsverzeichnis XVII
Abstract XXI
Kurzzusammenfassung XXIII
1 Einleitung 1
1.1 Motivation 1
1.2 Ziele 3
1.3 Aufbau der Arbeit 4
2 Der Instrumentenanflug 7
2.1 Navigation im Instrumentenflug 8
2.1.1 Konventionelle Funknavigation 9
2.1.2 Instrument Landing System 10
2.1.3 Flächennavigation 14
2.1.4 Satellitennavigation 15
2.1.5 Augmentierte Satellitennavigation 18
2.2 Segmente des Anflugs 21
2.3 Anflugtypen 24
2.3.1 Anflugminima 25
2.3.2 Technische Systeme 30
2.4 Infrastruktur des Flughafens 43
2.4.1 Hindernisfreiflächen am Flughafen 44
2.4.2 Aufsetzzone 47
2.4.3 Anflugbefeuerung 49

2.4.4 Visuelle Anflughilfen ... 53
2.5 Operative Flugführung ... 61
2.5.1 Operationaler Ablauf beim Endanflug ... 62
2.5.2 Visuelle Entscheidungsmerkmale ... 64
3 Vertikale Fehler im Endanflug ... 65
3.1 Verfahrensschutzraum nach PANS-OPS ... 67
3.2 Einflussfaktoren für Fehler der vertikalen Flugführungskomponente ... 71
3.2.1 Interferenzen elektromagnetischer Wellen ... 72
3.2.2 Variationen von Temperatur und Luftdruck ... 73
3.2.3 Ionosphäre ... 76
3.3 Anforderungen der Flugführungskomponenten ... 80
3.3.1 Leistungsdaten der Flugführungskomponenten ... 80
3.3.2 Alert Limit ... 82
3.4 Auswirkungen konstanter vertikaler Fehler im Endanflug ... 84
3.4.1 EUROCONTROL – GBAS CAT I Precision Approaches ... 85
3.4.2 FAA – Investigation of the Impact of Undedected GNSS Navigation Glidepath Bias ... 91
3.4.3 DFS – CAT II Precision Approach im Verbundvorhaben HETEREX ... 93
3.5 Defizite im Situationsbewusstsein für konstante vertikale Fehler ... 96
4 Konzept Approach Light System ... 99
4.1 Kontrolle der Anflugtrajektorie ... 100
4.1.1 Flugführung mit Instrumenten ... 100
4.1.2 Visuelle Flugführung ... 103
4.1.3 Einschränkungen der visuellen Entscheidungsfindung ... 106
4.2 Advanced Approach Light System ... 110
4.2.1 Grundsätzliche Funktionsweise ... 111

4.2.2 Technischer Aufbau des AALS 114
4.2.3 Harmonisierung des AALS auf verschiedene Luftfahrzeugtypen..... 117
4.2.4 Operationelle Verwendung des AALS 124
5 Experimenteller Aufbau und Methoden 127
5.1 Zielsetzung der Versuchsreihe 127
5.2 Simlationsumgebung 128
5.2.1 Hauptsimulation..... 129
5.2.2 Sichtsystem 130
5.2.3 Datenaufzeichnung 131
5.2.4 Implementierung des AALS 131
5.2.5 Umsetzung eines konstanten Fehler der Flugführungskomponente . 134
5.2.6 Versuchsreihe CAT I 138
5.2.7 Versuchsreihe CAT II 138
5.3 Methoden der Bewertung 139
5.3.1 Deskriptive Statistik 139
5.3.2 Hypothesentest 140
5.3.3 Subjektive Probandenbewertung 144
6 Versuchsdurchführung..... 147
6.1 Versuchsablauf 147
6.2 Versuchsdaten Versuchsreihe CAT I 150
6.2.1 Deskriptive Statistik 151
6.2.2 Signifikanztest 157
6.2.3 Subjektive Bewertung..... 158
6.3 Versuchsdaten Versuchsreihe CAT II 159
6.3.1 Deskriptive Statistik 160
6.3.2 Signifikanztest 165

6.3.3 Subjektive Bewertung 166
7 Auswertung der Ergebnisse 169
7.1 CAT I Versuchsreihe 169
7.2 CAT II Versuchsreihe 170
7.3 Abschließende Beurteilung 172
8 Zusammenfassung und Ausblick 175
8.1 Zusammenfassung 175
8.2 Ausblick 177
Quellenverzeichnis 179
Anhang 1 189
Anhang 2 191
Anhang 3 193
Anhang 4 195
Anhang 5 199

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 2-1: Statistik über die Verteilung der Flugunfälle bezüglich der Flugphasen [28] 8
Abbildung 2-2: Primary Flight Display und Navigation Display einer Boeing 737 [eigene Aufnahme] 10
Abbildung 2-3: Bestandteile des ILS [125] 11
Abbildung 2-4: Primary Flight Display eines Airbus A320 [8] 13
Abbildung 2-5: Mögliche Fehlerquellen der Satellitennavigation [17] 17
Abbildung 2-6: Prinzip der Signalaufwertung durch DGPS [118] 19
Abbildung 2-7: Gebiete mit SBAS Abdeckung [90] 21
Abbildung 2-8: Segmente eines Instrumentenanfluges [108] 22
Abbildung 2-9: Segmente des Anflug München 08L [eigene Anfertigung] 23
Abbildung 2-10: OCA/OCH und Entscheidungshöhe MDA bei einem Nicht-Präzisions-Anflug [108] 28
Abbildung 2-11: OCA/OCH und Entscheidungshöhe DA/DH bei einem Präzisionsanflug [108] 29
Abbildung 2-12: Arten von Instrumentenanflügen [eigene Darstellung] 30
Abbildung 2-13: NDB/DME Anflug München 08L [eigene Anfertigung] 31
Abbildung 2-14: Verfahrensschutzraum RNP-AR Constant-Radius-to-fix Turn [112] 37
Abbildung 2-15: RNP-AR Anflug Queenstown/Neuseeland [Jeppview Chart NZQN RNP Y Rwy 23] 38
Abbildung 2-16: Schutzbereiche Instrumentenlandesystem [eigene Darstellung] 40
Abbildung 2-17: ILS-Look-Alike PFD während eines GLS-Anfluges [118] 42
Abbildung 2-18: Luftfahrzeuge ausgerüstet mit GBAS-Funktionalität [55] 43
Abbildung 2-19: Hindernisfreiflächen am Flughafen [105] 46
Abbildung 2-20: Hindernisfreiflächen eines APV und PA [104] 47
Abbildung 2-21: Aufsetzzonen Markierung einer SLB > 2.400 m [105] 48
Abbildung 2-22: Elemente der Anflugbefeuerung der Kategorie PA CAT II/III [105] 51
Abbildung 2-23: Verschiedene Anflugbefeuerungssysteme [Eigene Aufnahmen] 53
Abbildung 2-24: Positionierung des PAPI [eigene Anfertigung, basierend auf [110]] 55

Abbildung 2-25: Precision Approach Path Indicator bei Nacht [eigene Aufnahme] 56
Abbildung 2-26: Winkelbereiche und Anzeigen des PAPI [110] 57
Abbildung 2-27: Zusammenhang Eye-, ILS beam, Wheel-Path [eigene Darstellung] 58
Abbildung 2-28: Anzeigemöglichkeiten eines VASI [65] 60
Abbildung 2-29: Aufbau der Lichtquelle eines VASI [110] 61
Abbildung 3-1: Ursachen für Totalverluste von Luftfahrzeugen von 2005-2015 [28] 65
Abbildung 3-2: Geplanter und tatsächlicher Flugweg der AA965 [74] 66
Abbildung 3-3: Primary und Secondary Area der Verfahrensschutzräume [108] 68
Abbildung 3-4: Verfahrensschutzräume und Hindernisfreiflächen im Endanflug [109] 70
Abbildung 3-5: Vergleich winkelbasierter und konstanter Fehlern [eigene Darstellung] 72
Abbildung 3-6: Auswirkung fehlerhafter Referenzdruckeinstellung des Höhenmessers [4] 74
Abbildung 3-7: Auswirkung der Außentemperatur auf die angezeigte barometrische Höhe [4] 75
Abbildung 3-8: Häufigkeit von Störungen der Ionosphäre [101] 76
Abbildung 3-9: Auswirkungen einer Ionosphärenfront auf DGPS [101] 78
Abbildung 3-10: Vertikale Fehler durch Ionosphärenstörungen [122] 79
Abbildung 3-11: Navigationsgenauigkeit des WAAS [71] 82
Abbildung 3-12: Auswirkung eines vertikalen Fehlers auf OFZ [134] 84
Abbildung 3-13: Level D zertifizierter Full-Flight-Simulator [eigene Aufnahme] 86
Abbildung 3-14: Simulationsumgebung Cockpit A330-300 [eigene Aufnahme] 87
Abbildung 3-15: Visuelle Merkmale beim Erreichen der DA in 200 ft AGL [43] 88
Abbildung 3-16: Auswirkungen eines konstanten vertikalen Fehlers auf die Distanz zur Landebahnschwelle beim Erreichen der DA [43] 88
Abbildung 3-17: CAT I Anflüge mit einem vertikalen Fehler von -28 m [43] 90
Abbildung 3-18: Anflüge mit vertikalen Fehler von -35 m im Airbus A330 [67] 92
Abbildung 3-19: Anflüge mit vertikalen Fehler von +/- 35 m [eigene Darstellung] 93
Abbildung 3-20: Visuelle Merkmale bei Erreichen der DA von 100 ft AGL [19] 94
Abbildung 3-21: PA CAT II Anflüge ohne zusätzliches Briefing [19] 95

Abbildung 3-22: PA CAT II Anflüge mit zusätzlichem Briefing [19] 95
Abbildung 4-1: Primary Flight Display [25] 101
Abbildung 4-2: Navigation Display im Endanflug [5] 102
Abbildung 4-3: Visuelle Merkmale zur Kontrolle der Anflugtrajektorie [52] 105
Abbildung 4-4: Zusammenhang von Höhe und Winkel Θ [52] 105
Abbildung 4-5: Zusammenhang des Anflugwinkels und dH [52] 106
Abbildung 4-6: Sichtbare Befeuerungselemente des ALS bei ..... Erreichen der Entscheidungshöhe [eigene Aufnahme] 107
Abbildung 4-7: Vergleich verschiedener vertikaler Fehler im Endanflug [43] 108
Abbildung 4-8: Winkelfehler - Konstanter Fehler [eigene Darstellung] 109
Abbildung 4-9: Grundprinzip des Advanced Approach Light System ..... [eigene Darstellung] 112
Abbildung 4-10:: Möglicher Sichtbereich der Cockpitbesatzung 112
Abbildung 4-11: Verschiedene Anzeigeoptionen des AALS ..... [eigene Darstellung] 113
Abbildung 4-12: Unterschiedliche Farbbereiche AALS [eigene Darstellung] 115
Abbildung 4-13: Abmaß und Winkel des AALS [eigene Darstellung] 116
Abbildung 4-14: Positionierung der Lampen des AALS [eigene Darstellung] 117
Abbildung 4-15: Position der Empfangsantennen eines Airbus A320 [5] 119
Abbildung 4-16: Boeing 747 Nippon Cargo Airlines ..... [Quelle: Alf van Beem, CC0] 120
Abbildung 4-17: Einflussparameter für den Sichtbereich des Airbus A380 [9] 122
Abbildung 4-18: Bereich weiß/rot nach Passieren des AALS ..... Referenzpunkt [eigene Darstellung] 124
Abbildung 5-1: Cockpit des AARES [eigene Aufnahme] 130
Abbildung 5-2: Position AALS-Lampen Entscheidungshöhe 200 ft ..... [eigene Darstellung] 132
Abbildung 5-3: Position AALS-Lampen Entscheidungshöhe 100 ft ..... [eigene Darstellung] 133
Abbildung 5-4: Prinzip der Modellierung des Fehlers der ..... vertikalen Flugführungskomponente 135
Abbildung 5-5: Anzeigen AALS bei idealen Sichtbedingungen ..... [eigene Aufnahmen] 137
Abbildung 5-6: Anzeigen des AALS bei Versuchssichtbedingungen ..... [eigene Aufnahmen] 137

Abbildung 6-1: Startposition der Anflüge Versuchsreihe CAT I ..... [eigene Anfertigung] 149
Abbildung 6-2: Startposition der Anflüge Versuchsreihe CAT II ..... [eigene Anfertigung] 150
Abbildung 6-3: Boxplots der Reaktionszeit bei vertikalen Fehlern ..... -10/-20/-28 m [eigene Darstellung] 154
Abbildung 6-4: -28 m Vertikaler Fehler, mit AALS [eigene Darstellung] 156
Abbildung 6-5: -28 m Vertikaler Fehler, ohne AALS [eigene Darstellung] 156
Abbildung 6-6: Boxplots der Reaktionszeit bei vertikalen Fehlern ..... -20/-28 m [eigene Darstellung] 162
Abbildung 6-7: -28 m Vertikaler Fehler, mit AALS [eigene Darstellung] 164
Abbildung 6-8: -28 m Vertikaler Fehler, ohne AALS [eigene Darstellung] 164

Tabellenverzeichnis

Tabelle 2-1: Typische Fehler der GNSS-Navigation [22][131] ... 18
Tabelle 2-2: Minimale Werte für Ceiling und RVR bei einem PA [62] ... 27
Tabelle 2-3: Signal-in-Space Anforderungen [103] ... 35
Tabelle 2-4: Anflugminima am Flughafen Alderny/Großbritannien [15] ... 36
Tabelle 2-5: Verschiedene Arten des Approach Light Systeme [61][62] ... 52
Tabelle 2-6: Auswirkungen verschiedener ALS auf die Mindestanforderungen der RVR [61][62] ... 52
Tabelle 2-7: Wheelclearance über der Landebahnschwelle für visuelle Anflughilfen [105] ... 59
Tabelle 3-1: Anforderungen an LLZ und GS ... 81
Tabelle 3-2: Signal-in-Space-Anforderungen für GNSS-basierte Anflüge ... 81
Tabelle 3-3: Alert Limit GNSS basierter Anflüge ... 83
Tabelle 4-1: Visuelle Merkmale im Endanflug ... 104
Tabelle 4-2: Anstellwinkel und vertikaler Sichtwinkel verschiedener Luftfahrzeugtypen [2][7][8][9][25][26][29][39] ... 123
Tabelle 5-1: Vertikaler Fehler - Verschiebung GS-Sender Versuchsdesign ... 135
Tabelle 5-2: Versuchsparameter Versuchsreihe CAT I ... 138
Tabelle 5-3: Versuchsparameter Versuchsreihe CAT II ... 139
Tabelle 5-4: Stichprobenumfänge einfaktorieller Varianzanalysen [30] ... 144
Tabelle 6-1: Ausgangsparameter des Anflugs ... 148
Tabelle 6-2: Allgemeine Statistik Versuchsreihe CAT I ... 151
Tabelle 6-3: Reaktionszeit für das Einleiten des Fehlanflugs Versuchsreihe CAT I ... 152
Tabelle 6-4: Minimale Höhe über der Landebahnschwelle Versuchsreihe CAT I ... 155
Tabelle 6-5: Signifikanz der Unterschiedshypothese in Versuchsreihe CAT I ... 158
Tabelle 6-6: Subjektive Bewertung der Entscheidungsfindung ... 159
Tabelle 6-7: Subjektive Bewertung des AALS ... 159
Tabelle 6-8: Allgemeine Statistik Versuchsreihe CAT II ... 161
Tabelle 6-9: Reaktionszeit für das Einleiten des Fehlanflugs Versuchsreihe CAT II ... 161
Tabelle 6-10: Minimale Höhe über der Landebahnschwelle Versuchsreihe CAT II ... 163

Tabelle 6-11: Signifikanz der Unterschiedshypothese in ..... Versuchsreihe CAT II 166
Tabelle 6-12: Subjektive Bewertung der Entscheidungsfindung 166
Tabelle 6-13: Subjektive Bewertung des AALS 167

Abkürzungsverzeichnis

AALS	Advanced Approach Light System
AARES	Advanced Aeronautical Research and Education Simulator
AGL	Above Ground Level
ALS	Approach Light System
AP	Autopilot
APAPI	Abbreviated Precision Approach Path Indicator
APAPI	Abbreviated Precision Approach Path Indicator
APV	Approach with Vertical Guidance
ARC	Abnormal Runway Contact
ATS	Air Traffic Services
CAE	Canadian Aviation Electronics LTD
CDB	Common Data Base
CFIT	Controlled Flight Into Terrain
CPT	Captain
CRM	Crew Resource Management
DA	Decision Altitude
DGPS	Differential GPS
DGU	Data Gathering Utility
DH	Decision Height
DME	Distance Measurement Equipment
EASA	European Aviation Safety Agency
ECAM	Electronic Centralised Aircraft Monitor
EFIS	Electronic Flight Instrument System
EGNOS	European Geostationary Navigation Overlay Service
FAA	Federal Aviation Adminsitration
FAF	Final Approach Fix
FALS	Full Approach light System
FCU	Flight Control Unit
FD	Flight Director
FLS	FMS Landing System

FMS	Flight Management System
FO	First Officer
ft	Feet
GAST	GBAS Approach Service type
GBAS	Ground Based Augmentation System
GLS	GBAS Landing System
GNSS	Global Navigation Satellite System
GRP	Guidance Reference Point
GS	Glideslope
HSI	Horizontal Situation Indicator
Hz	Hertz
IAF	Initial Approach Fix
IAS	Indicated Airspeed
ICAO	International Civil Aviation Organization
IF	Intermediate Fix
IFR	Instrument Flight Rules
ILS	Instrument Landing System
IMC	Instrument Meteorological Conditions
IRS	Inertial Reference System
ISA	International Standard Atmosphere
kts	Knots
LAAS	Local Area Augmentation System
LFT	Lufthansa Flight Training GmbH
LFZ	Luftfahrzeug
LLZ	Localizer
LOC-I	Loss of Control – in Flight
LP	Localizer Performance
LPV	Localizer Precision with Vertical Guidance
LVO	Low Visibility Operations
m	Meter
MAP	Missed Approach
MAPt	Missed Approach Point

MCC	Multi Crew Concept
MDA	Minimum Descent Altitude
MHz	Megahertz
MLS	Microwave Landing System
MM	Middle Marker
MMR	Multi-Mode Receiver
MOC	Minimum Obstacle Clearance
MSL	Mean Sea Level
ND	Navigation Display
NDB	Non Directional Beacon
NM	Nautische Meile
NPA	Non Precision Approach
OCA	Obstacle Clearance Altitude
OCH	Obstacle Clearance Height
OCS	Obstacle Clearance Surface
OFZ	Obstacle Free Zone
OM	Outer Marker
PA	Precision Approach
PAPI	Precision Approach Path Indicator
PBN	Performance Based Navigation
PF	Pilot Flying
PFD	Primary Flight Display
PIC	Pilot in Command
PNF	Pilot Non Flying
PPS	Precise Position Service
RF	Constant Radius to Fix
RNAV	Area Navigation
RNP APCH	RNP Approach
RNP AR	Required Navigation Performance Autorization Required
RVR	Runway Visual Range
s	Sekunden
SA	Selective Availibility

SBAS	Satellite Based Augmentation System
SLB	Start und Landebahn
SOP	Standard Operating Procedure
SPS	Standard Position Service
STAR	Standard Terminal Arrival Route
TDZ	Touchdown Zone
TO/GA	Takeoff/Go-Around
USA	United States of America
VAL	Vertical Alert Limit
VASI	Visual Approach Slope Indicator
VDB	VHF Data Broadcast
VFR	Visual Flight Rules
VHF	Very High Frequency
VMC	Visual Meteorological Conditions
VOR	Very High Frequency Omni Directional Radio Range
VPL	Vertical Performance Level
WAAS	Wide Area Augmentation System

Abstract

The constant growth in aviation requires the introduction of new technologies, in order to meet the demand for increasing capacity. Especially the airport often represents the limiting factor. Poor visibility conditions and an insufficiently equipped ground infrastructure, regarding navigation facilities, can lead to restrictions in maintaining the prevailing traffic flow – especially during the approaches.

The conventional instrument landing system consists of numerous technical components, which are causing expenses regarding maintenance and operation. Smaller airports are often only partially or not at all equipped with the appropriate ground facilities. This can bring air traffic to a total halt during certain visibility conditions.

New satellite-based approach procedures offer the possibility to keep up air traffic even during poor visibility conditions, regardless of the ground infrastructure required in the past. These also offer now a barometric guidance or an augmented satellite signal for the vertical flight guidance component. With the use of these approach procedures there is however the possibility of new faults and errors of the vertical flight guidance signal.

In a system based on electromagnetic radio waves a fault is angular, meaning if the airplane gets nearer to the transmitter on ground the absolute possible failure of the target approach path gets smaller. In a satellite based approach, on the other hand, it is constant during the whole approach. The result can be a great deviation from the target approach path even just before reaching the runway threshold.

Often only after reaching the decision height and the herewith connected visual contact to corresponding ground features, these faults can be recognized during poor visibility conditions close to the minima of a precision approach flight. The larger the absolute error to the target approach path, the more crucial it gets to initate a missed approach procedure and therefore preventing a drop out of the relevant obstacle clearance limit.

Research has shown that through the currently present visual characteristics of the approach lighting system the actual position cannot be determined sufficiently regarding the runway threshold and the target approach path in order to estimate the decision height correctly. The here presented “Advanced Approach Light System” is supposed to be an additional visual aid in order to support the cockpit crew in its decisions. Therefore it should amount to improve the awareness of the situation regarding constant vertical faults.

The new navigation lighting system has been integrated into a flight simulator and was tested by licensed airline pilots within two test series with varying visibility conditions and decision heights. Next to basic functionality operational usability in existing procedures of practical routines in the cockpit has been evaluated.

The results of the test series have demonstrated a significant improvement in identifying vertical faults with the support of the “Advanced Approach Light System”. The decision to initiate a missed approach was made immediate and prompt and therefore the airplane stayed within the obstacle clearance limit even in a low decision height. In contrast, the trial participants without the new system took reluctant and often far too late decisions, which lead to a drop out of the obstacle clearance limit.

The “Advanced Approach Lighting System” has significantly improved the situation awareness for pilots in command in recognizing vertical faults when reaching the decision height. The integration in existing work routines and its operative use happened flawlessly and was highly accepted by the trial participants.

Kurzzusammenfassung

Das stetige Wachstum in der Luftfahrt erfordert die Einführung neuer Technologien, um der Nachfrage nach steigender Kapazität gerecht zu werden. Insbesondere das System Flughafen stellt hierbei oftmals den limitierenden Faktor dar. Schlechte Sichtbedingungen und die unzureichende bodenseitige Ausrüstung mit Navigationseinrichtungen können für Einschränkungen in der Aufrechterhaltung des bestehenden Verkehrsflusses sorgen – insbesondere bei Landeanflügen.

Das konventionelle Instrumentenlandesystem besteht aus einer Vielzahl an technischer Komponenten, die hohen Aufwand hinsichtlich Wartung und Betrieb verursachen. Kleine Flughäfen sind oft nur teilweise oder gar nicht mit den entsprechenden Bodenkomponenten ausgerüstet, so dass der Flugbetrieb bei bestimmten Sichtbedingungen vollständig eingestellt werden muss.

Neue satellitengestützte Anflugverfahren bieten die Möglichkeit, den Flugbetrieb auch bei schlechten Sichtbedingungen aufrechtzuerhalten, unabhängig von der bisher notwendigen Bodeninfrastruktur. Diese bieten mittlerweile ebenso eine auf der barometrischen Höhenmessung oder einem aufgewerteten Satellitensignal basierende vertikale Flugführungskomponente. Allerdings besteht mit der Verwendung entsprechender Anflugverfahren auch eine neue mögliche Fehlercharakteristik des vertikalen Flugführungssignals.

Ist ein Fehler beim auf elektromagnetischen Funkwellen basierenden Instrumentenlandesystem winkelförmig – d. h. je näher sich das Luftfahrzeug dem Sender am Boden nähert, umso kleiner wird die absolute Ablage zum Sollanflugweg – ist dieser bei satellitengestützten Anflügen konstant über den gesamten Endanflug. Eine große Abweichung vom Sollanflugweg auch kurz vor Erreichen der Landebahnschwelle kann die Folge sein.

Bei schlechten Sichtbedingungen nahe den Minima eines Präzisionsanfluges kann der Fehler oft erst bei Erreichen der Entscheidungshöhe und dem damit verbundenen visuellen Kontakt zu entsprechenden Bodenmerkmalen erkannt werden. Je größer die Ablage zum Sollanflugweg, umso entscheidender ist das unverzügliche Einleiten des Fehlanflugs, um ein Verlassen der entsprechenden Hindernisfreibereiche zu verhindern.

Untersuchungen haben gezeigt, dass die aktuell vorhandenen visuellen Merkmale der Anflugbefeuerung nicht ausreichend sein können, die tatsächliche Position bezüglich der Landebahnschwelle und des Sollanflugweges bei Erreichen der Entscheidungs-

höhe einzuschätzen. Das hier vorgestellte *Advanced Approach Light System* soll die Cockpitbesatzung als zusätzliches visuelles Merkmal bei der Entscheidung unterstützen und so zur Verbesserung des Situationsbewusstseins hinsichtlich konstanter vertikaler Fehler beitragen.

Das neue Befeuerungssystem wurde in einen Flugsimulator integriert und innerhalb zweier Versuchsreihen mit unterschiedlichen Sichtbedingungen und Entscheidungshöhen von lizensierten Verkehrspiloten getestet. Dabei sollte neben der grundsätzlichen Funktionalität auch die operative Einsetzbarkeit in den bestehenden Ablauf der Handlungsroutinen im Cockpit untersucht werden.

Die Ergebnisse der Versuchsreihen haben eine erhebliche Verbesserung im Erkennen vertikaler Fehler mit Hilfe des *Advanced Approach Light System* aufgezeigt. Die Entscheidung zum Einleiten des Fehlanflugs erfolgte direkt und unverzüglich, wodurch das Luftfahrzeug auch bei sehr niedriger Entscheidungshöhe noch innerhalb des Hindernisfreibereiches blieb. Im Gegensatz dazu wurde bei den Versuchsteilnehmern, denen nicht das neue System zur Verfügung stand, die Entscheidung eher zögerlich und oft-mals viel zu spät getroffen, was zu einem Verlassen des Hindernisfreibereichs führte.

Das Situationsbewusstsein der Luftfahrzeugführer zum Erkennen vertikaler Fehler beim Erreichen der Entscheidungshöhe wurde durch das *Advanced Approach Light System* wesentlich erhöht. Die Integration in bestehende Arbeitsroutinen und der operative Einsatz erfolgten bei hoher Akzeptanz problemlos durch die Versuchsteilnehmer.

1 Einleitung

1.1 Motivation

Der Luftverkehr befindet sich im stetigen Wachstum. Auch Krisen der jüngeren Vergangenheit, wie der 11. September 2001 oder die Weltwirtschaftskrise 2008, haben keinen entscheidenden Einfluss auf ein stetiges Ansteigen der Flugbewegungen [46]. Um diese Menge an Luftfahrzeugen weiterhin sicher und effizient bearbeiten zu können, bedarf es entsprechender Luftverkehrsmanagementsysteme mit neuen Verfahren und modernen Technologien.

Aus diesem Grunde wurden in Nordamerika und Europa durch die beiden Luftverkehrsbehörden Federal Aviation Authority und EUROCONTROL zwei große Luftverkehrsforschungsvorhaben initiiert – Next-Gen und SESAR sowie dessen Folgevorhaben SESAR 2020. Diese Forschungsinitiativen haben zur Aufgabe, Systeme und Verfahren zur Bewältigung des Luftverkehrs für den Zeitraum nach dem Jahr 2020 zu entwickeln. Ein Kernaspekt beider Initiativen ist die Verwendung des *Global Navigation Satellite System* (GNSS) und dazugehöriger Unterstützungssysteme zur Flugführung für den gesamten Verlauf eines Flugereignisses. [93][99]

Schon die derzeitige Präzision des GNSS übertrifft die Positionsbestimmung konventioneller Navigationssysteme im Streckenflug und ermöglicht eine wesentlich freiere Gestaltung der Routenführung. Auch die Unabhängigkeit von bodengestützten Navigationseinrichtungen stellt einen großen Vorteil gegenüber konventioneller Funknavigation dar. Next-Gen und SESAR sehen allerdings eine wesentlich stärkere Nutzung der möglichen Navigationsleistung aktueller und zukünftiger technischer Systeme vor, um individuell an den Luftraumnutzer angepasste Streckenführungen zu ermöglichen – vom Start bis zum Anflug und der Landung.

Für die Durchführung eines Instrumentenanfluges bei niedrigen Sichtbedingungen mit vertikaler Flugführungskomponente stand bisher nur das auf konventioneller Funknavigation basierende Instrumentenlandesystem (*Instrument Landing System*, ILS) zur Verfügung. Während des Endanflugs war moderne Satellitennavigation bisher nicht in der Lage, allein die geforderte Genauigkeit und Kontinuität zu liefern. Um den Anforderungen für Präzisionsanflüge oder sogar einer vollautomatischen Landung zu genügen, benötigt das Positionssignal daher eine Aufwertung.

Dies erfolgt mithilfe einer genau vermessenen Bodenstation, welche die durch die verfügbaren Satelliten bestimmte Eigenposition mit der tatsächlichen Position der

Station vergleicht und ein entsprechendes Korrektursignal generiert. Dieses wird entweder direkt über die Bodenstation (*Ground Based Augmentation System*, GBAS) oder über geostationäre Satelliten (*Space Based Augmentation System*, SBAS) an das Luftfahrzeug im Anflug gesendet. Eine weitere Möglichkeit ist die Vertikalführung mithilfe des barometrischen Höhenmessers (Baro/VNAV).

Die genannten technischen Systeme sind hinsichtlich ihrer Leistungsfähigkeit in der Lage, Anflüge mit einer Entscheidungshöhe bis nahe der Werte des bisherigen ILS zu ermöglichen. Der Ende des letzten Jahres in Europa zertifizierte LPV 200 Anflug[1] bietet nun mithilfe von SBAS die Möglichkeit, Anflüge bis zu einer Entscheidungshöhe von 200 ft über Grund durchzuführen [63]. Zum Vergleich entspricht dies der Entscheidungshöhe eines konventionellen ILS-CAT I-Anfluges.

Durch die Einführung der benannten satellitengestützter Anflüge besteht jedoch auch die Problematik einer neuen Fehlercharakteristik der vertikalen Flugführungskomponente. Das auf analoger Funktechnologie basierende ILS weist technisch bedingt nur winkelbasierte (*angular*) Fehler hinsichtlich der Präzision der Flugführung auf. Je weiter sich das Luftfahrzeug der Landebahnschwelle nähert, umso präziser wird die Flugführung. Satellitenbasierte oder barometrische Flugführungssysteme im Endanflug können jedoch auf Grund verschiedener Faktoren konstante vertikale und laterale Fehler aufweisen, welche bisher technisch dem Luftfahrzeugführer nicht darstellbar sind.

Auf Grund der Möglichkeit der beschriebenen Fehlercharakteristik wurde Annex 10 „*Radio Navigation Aids*“ der ICAO[2] bezüglich der Anforderungen für die Verwendung von satellitengestützten Anflügen angepasst. Das Dokument stellt die Basis aller nationalen und supranationalen Regelwerke dar und gilt als grundsätzlich bindend für die Anwendung im internationalen Luftverkehr. Das sogenannte *Vertical Alert Limit* (VAL), das den für das System maximal akzeptablen Fehler definiert, wurde für GBAS-CAT I-Anflüge auf 35 m angepasst. Bei SBAS- und Baro-/VNAV-Anflügen, die zur Kategorie der APV (*Approach with Vertical Guidance*) zählen, liegt das VAL bei 50 m (APV I) bzw. 20 m (APV II). [103]

Folglich sind dies die maximalen Werte des akzeptierten Fehlers der vertikalen Flugführungskomponente. Um den Anflug trotz eines solchen vertikalen Fehlers sicher durchführen zu können, verweist die ICAO innerhalb des Annex 10 auf „…*pilot inter-*

[1] LPV 200: Localizer Precision with Vertical Guidance
[2] ICAO: *International Civil Aviation Organization*, Internationale Zivilluftfahrtorganisation

vention during visual segment“ (ICAO Annex 10, Sixth Edition 2006, Attachement D, 3.3.9). Der Luftfahrzeugführer soll bei Erreichen der Entscheidungshöhe mithilfe der visuellen Bodenmerkmale erkennen, dass er sich außerhalb des vertikalen Sollanflugwegs befindet und entsprechende Gegenmaßnahmen einleiten. Eine Sicherheitsanalyse hat gezeigt, dass durch sofortiges Einleiten des Fehlanflugs direkt bei Erreichen der Entscheidungshöhe keine Gefahr hinsichtlich des Verlassens der Hindernisfreiflächen und einer möglichen Kollision mit sich darunter befindenden Hindernissen besteht [134].

Versuchsreihen mit ausgebildeten Verkehrspiloten in nach höchstem Standard zertifizierten Full-Flight-Simulatoren haben jedoch gezeigt, dass diese Annahme nur insofern zutrifft, wenn die betroffenen Luftfahrzeugführer den Fehlanflug auch umgehend einleiten. Der vertikale Fehler wurde jedoch in vielen Fällen beim Passieren der Entscheidungshöhe nicht erkannt und der Anflug fortgesetzt. Dies führte folglich zu einem Verlassen der seitens des Flughafens vorgehalten Hindernisfreibereiche. [19][43][67]

Die bisherigen visuellen Anhaltspunkte der Anflug- und Landebahnbefeuerung waren nicht ausreichend, um dem Luftfahrzeugführer bei Sichtbedingungen nahe der veröffentlichten Minima entsprechendes Situationsbewusstsein hinsichtlich eines vertikalen Fehlers der Flugführungskomponente zu vermitteln.

1.2 Ziele

Ziel der vorliegenden Arbeit ist es, eine modifizierte Anflugbefeuerung (*Advanced Approach Light System*, AALS) hinsichtlich der Verbesserung des Situationsbewusstseins von Luftfahrzeugführern und zum Erkennen vertikaler Fehler beim Erreichen der Entscheidungshöhe zu entwickeln, implementieren und evaluieren. Diese soll dem Luftfahrzeugführer auch bei Wetterbedingungen nahe den jeweiligen operativen Minima eindeutige Anhaltspunkte bezüglich seiner Vertikalposition gegenüber dem vertikalen Sollanflugweg geben, um so eine bessere Entscheidungsgrundlage zum Fortsetzen des Anflugs zur Verfügung zu stellen. Darüber hinaus soll die mögliche Implementierung in bereits bestehende operative Handlungsroutinen untersucht werden. Das System soll möglichst ohne großes Training der jeweiligen Cockpitbesatzung eingesetzt und umgesetzt werden können

.

1.3 Aufbau der Arbeit

Hauptbestandteil der Arbeit ist die Durchführung und Auswertung zweier Versuchsreihen mit ausgebildeten Verkehrspiloten zur Validierung des entwickelten Konzepts AALS. Das System soll hierzu in eine entsprechende Simulationsumgebung implementiert werden und im Anschluss der Versuchsreihen mithilfe entsprechender wissenschaftlicher Methoden bewertet werden.

Zunächst werden jedoch in **Kapitel 2** die Grundlagen zum Verständnis der Problemstellung vermittelt. Hier werden alle Aspekte des Instrumentenanflugs einschließlich der aktuell verwendeten Technologien und Systemkombinationen erläutert. Außerdem wird neben bord- auch bodenseitige Technik und Infrastruktur aufgezeigt, die zum sicheren Instrumentenflugbetrieb benötigt wird. Dabei werden die bereits zur Verfügung stehenden visuellen Hilfsmittel dargestellt. Abschließend erfolgt eine Analyse der operativen Handlungsroutinen der Cockpitbesatzung während des Endanflugs.

In **Kapitel 3** werden die Möglichkeiten vertikaler Fehler der Flugführung im Endanflug behandelt. Zuerst werden verschiedene Varianten von Störungen und ihre Auswirkung auf das jeweilige technische System veranschaulicht. Dann werden die jeweiligen regulativen Anforderungen und die darauf basierende Fragestellung des visuellen Erkennens vertikaler Fehler aufgeführt. Mehrere Versuchsreihen wurden bezüglich der Fragestellung bereits durchgeführt, die am Ende des Kapitels zusammengefasst werden.

Kapitel 4 stellt das Konzept des AALS vor. Eingangs wird jedoch zunächst die konkrete Problemstellung der visuellen Kontrolle und Entscheidungsfindung im Instrumentenanflug diskutiert. Im Anschluss daran wird das grundsätzliche Konzept sowie die technische Umsetzung des AALS vorgestellt. Abschließend wird die operationelle Anwendung seitens der Cockpitbesatzung beschrieben.

In **Kapitel 5** folgen nun der experimentelle Aufbau und die Methoden zur objektiven und subjektiven Bewertung des entworfenen Systems. Eingangs werden die eingesetzte Simulationsumgebung und die Implementierung des AALS erläutert. Anschließend wird das Versuchsdesign dargelegt und die verschiedenen wissenschaftlichen Bewertungsmethoden vorgestellt.

Kapitel 6 beschreibt die Versuchsdurchführung einschließlich der Darstellung aller gesammelten Ergebnisse hinsichtlich der gewählten Bewertungsmethodik. In **Kapitel**

7 werden nun die Ergebnisse für jede Versuchsreihe getrennt ausgewertet und dann zusammenfassend beurteilt.

Kapitel 8 beinhaltet das abschließende Fazit einschließlich eines Ausblicks hinsichtlich technischer Umsetzung und zukünftiger Entwicklungen.

2 Der Instrumentenanflug

Die meisten Flugunfälle ereignen sich während des Anflugs eines Luftfahrzeuges auf die Start- und Landebahn (SLB) eines Flughafens. Obwohl der Endanflug nur 4 % der gesamten Flugzeit ausmacht, passieren 48 % aller Totalverluste bei Flugunfällen während dieser Phase [28].

Ein anschauliches Beispiel hierfür ist der Absturz der Tupolew Tu-154M des damaligen polnischen Staatspräsident Lech Kaczyński beim Anflug auf den Flughafen von Smolensk. Der Pilot hatte bei schlechter Sicht trotz Warnungen der Flugsicherung versucht, eine Landung durchzuführen. Dabei kollidierte das Luftfahrzeug (LFZ) mit den Bäumen kurz vor der SLB und stürzte ab. Keiner der 96 Insassen des Fluges überlebte. Der Absturz ist unter anderem auf die schlechte Sicht, das vergleichsweise unpräzise Anflugsystem des Flughafens und das bewusste Unterschreiten der Sicherheitsmindesthöhe durch den verantwortlichen Luftfahrzeugführer zurückzuführen.

Der Anflug stellt innerhalb der verschiedenen Flugphasen eines Flugereignisses hinsichtlich der Aerodynamik und Hindernisfreiheit die sensibelste Phase dar. Während des Anflugs bewegt sich das Luftfahrzeug mit niedriger Geschwindigkeit nahe am Strömungsabriss in Richtung Boden, um dort zur Landung auf einer verhältnismäßig kleinen Fläche aufzusetzen und zum Stehen zu kommen.

Bei guten Sichtbedingungen und frühem visuellen Kontakt zur Landebahn untersteht dieses Manöver bereits einem hohen Schwierigkeitsgrad, welcher jedoch unter schlechten Wetterbedingungen erheblich ansteigt. Niedrige Sichtweiten und eine tiefe Wolkenuntergrenze können zum Abbruch des Landeanflugs oder im schlimmsten Fall zur Kollision mit dem Boden führen. Der *Controlled Flight Into Terrain* (CFIT) oder *Abnormal Runway Contact* (ARC) sind häufige Unfallursachen in der zivilen Luftfahrt [28]. Um eine sichere Landung auch unter erschwerten Sichtbedingungen zu gewährleisten, unterliegen der Anflug und die dazugehörigen Elemente einer Vielzahl von internationalen, supranationalen und nationalen Regeln.

Das folgende Kapitel beinhaltet den aktuellen Stand der Technik und operationellen Verfahren hinsichtlich der in der vorliegenden Arbeit bearbeiteten Aufgabenstellung.

Zuerst erfolgt eine Beschreibung des nach internationalen Standards festgelegten Instrumentenanflugs eines LFZ auf einen Flughafen. Dazu gehören die Art und Weise der Navigation sowie die einzelnen Segmente des Anflugs. Anschließend werden die aktuell verfügbaren und operationell anwendbaren Anflugarten in Abhängigkeit der verwendeten technischen Systeme und der vorhandenen Flugführung aufgeführt.

Danach erfolgen eine Beschreibung der benötigten Infrastruktur am Boden zur Durchführung der genannten Anflugarten sowie die Definition der international vorgeschriebenen Schutzbereiche zur sicheren Durchführung des Flugbetriebs.

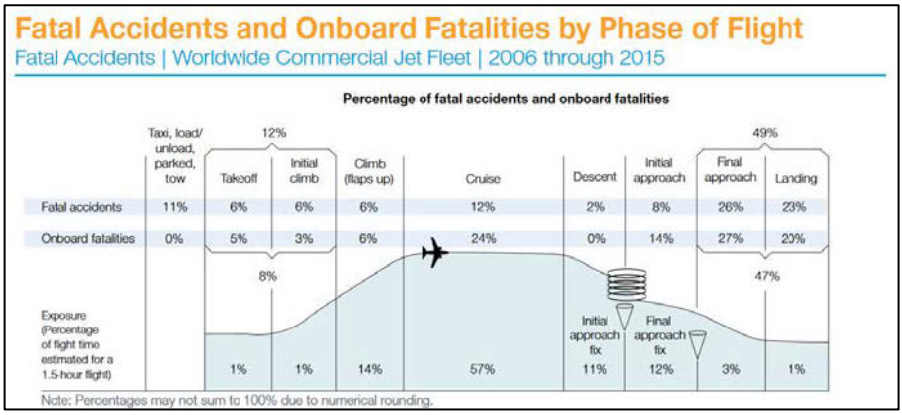


Abbildung 2-1: Statistik über die Verteilung der Flugunfälle bezüglich der Flugphasen [28]

Darüber hinaus werden die operationellen Handlungsabläufe der Piloten im Cockpit während der Durchführung eines Instrumentenanflugs erläutert und die verschiedenen Wetterbedingungen genannt, die Einfluss auf die Durchführung eines Anflugs haben. Abschließend wird der Prozess der visuellen Entscheidungsfindung der Piloten im Endanflug erläutert und Forschungsarbeiten und Studien hierzu aufgezeigt.

2.1 Navigation im Instrumentenflug

Navigation bezeichnet die Fähigkeit, ein Fahrzeug (Land-, Luft oder Seefahrzeug) von einem Ausgangspunkt zum gewünschten Zielpunkt sicher zu steuern. Grundlage der Navigation ist die Ermittlung der eigenen Position im dreidimensionalen Raum mittels verschiedener Methoden. Dem folgen die Kriterien gesteuerte Berechnungen des optimalen Weges zum Ziel und das anschließende Führen des Fahrzeugs auf diesem Weg – einschließlich der Kontrolle über die korrekte Einhaltung des Weges durch erneute Positionsbestimmungen. [127]

In der Luftfahrt wird die Navigation grundsätzlich nach zwei unterschiedlichen Methoden unterschieden, der Navigation nach Sicht – unter Sichtflugbedingungen (*Visual*

Meteorological Conditions, VMC) nach Sichtflugregeln (*Visual Flight Rules*, VFR) – und der Navigation nach Instrumenten – unter Instrumentenflugbedingungen (*Instrument Meteorological Conditions*, IMC) nach Instrumentenflugregeln (*Instrument Flight Rules*, IFR) – wobei der Luftfahrzeugführer prinzipiell keine Außensicht benötigt. Hierzu wird in der Navigation unter IFR entsprechend der Verwendung technischer Hilfsmittel und der darauf basierenden Definition des gewünschten Flugweges zwischen der konventionellen Funknavigation und der modernen Hybridnavigation unterschieden. Im weiteren Verlauf der vorliegenden Arbeit wird nur der Flug unter IFR näher betrachtet.

2.1.1 Konventionelle Funknavigation

In der konventionellen Funknavigation bestimmt der Luftfahrzeugführer seine Position im Raum mithilfe bodengestützter Funknavigationseinrichtungen sowie den entsprechenden Anzeigegeräten im LFZ (vgl. Abbildung 2-2). Folgende konventionellen Funknavigationseinrichtungen stehen ihm dabei zur Verfügung:

- *Non Directional Beacon* (NDB)
- *Very High Frequency Omni Directional Radio Range* (VOR)
- *Doppler Very High Frequency Omni Directional Radio Range* (DVOR)
- *Distance Measurment Equipment* (DME)

Mithilfe der Funknavigation ist der Luftfahrzeugführer im Gegensatz zur terrestrischen Navigation unabhängig von festen Bodenmerkmalen (Flüssen, Eisenbahnlinien, Städten). Er ist in der Lage einer eindeutig definierten Route zu folgen, um vom Start- zum Zielflughafen zu gelangen. Eine Sicht nach außen ist hierbei nicht notwendig, der Flug kann unter fast allen Wetterbedingungen durchgeführt werden.

Um mithilfe der genannten konventionellen Funknavigationshilfen (NDB, DVOR/VOR, DME) eine Bestimmung der Eigenposition durchzuführen, benötigt, der Luftfahrzeugführer die entsprechenden Geräte zum Empfang und zur Anzeige der Peilung bzw. Entfernung der Navigationseinrichtungen. Neben einer Karte mit entsprechenden Positionen der Navigationseinrichtungen ist weiterhin die Kenntnis des eigenen Steuerkurses eine wichtige Voraussetzung zur Positionsbestimmung.

Für die in der vorliegenden Arbeit behandelte Thematik des Instrumentenanfluges ist jedoch hauptsächlich das konventionelle ILS relevant, welches im Folgenden näher erläutert wird.

Abbildung 2-2: Primary Flight Display und Navigation Display einer Boeing 737 [eigene Aufnahme]

2.1.2 Instrument Landing System

Das Instrumentenlandesystem (*Instrument Landing System*, ILS) zählt ebenso zu den konventionellen Funknavigationshilfen und ist in seinem Einsatz vorwiegende auf die Flugführung im Endanflug beschränkt.

Das System wurde in den 1930er Jahren entwickelt und 1939 zum ersten Mal kommerziell eingesetzt. Es bietet dem Luftfahrzeugführer eine hochpräzise laterale und vertikale Flugführung und zählt seitdem zu den ausfallsichersten verwendeten Anflugsystemen weltweit [96]. Trotz der hohen Anzahl von Flugunfällen im letzten Segment des Anflugs sind die wenigsten auf einen Fehler des ILS zurückzuführen [28].

Die Bestandteile des ILS gliedern sich folgendermaßen auf [103]:

- **Landekurssender (*Localizer*, LLZ)**
  Der LLZ befindet sich in Anflugrichtung auf der verlängerten Anfluggrundlinie hinter der SLB und dient der lateralen Führung sowie Festlegung des Landekurses durch das funktechnische Aufspannen einer vertikalen Leitebene, der Landekursebene. Der LLZ hat eine Reichweite von bis zu 25 NM und strahlt auf einer Trägerfrequenz zwischen 108,1 MHz und 111,95 MHz.

- **Gleitwegsender (*Glideslope*, GS)**
  Der GS steht auf Höhe der Aufsetzzone seitlich versetzt neben der SLB und dient der Festlegung des Gleitweges und somit der vertikalen Flugführung. Funk-technisch wird dieses ähnlich zum LLZ durch Aufspannen einer horizontalen Leitebene, der Gleitwegebene, realisiert. Die Trägerfrequenzen zwischen 328 MHz und 336 MHz sind gekoppelt an die des LLZ, die Reichweite beträgt jedoch nur circa 10 NM. Standardmäßig beträgt der Gleitwegwinkel 3–3,5°.
- **Einflugzeichensender (*Outer Marker*, OM und *Middle Marker*, MM)**
  Der OM und MM befinden sich in definierten Abständen vor der Landebahnschwelle auf der verlängerten Anfluggrundlinie und dienen der Abstandsbestimmung sowie zur Überprüfung der korrekten Höhe des Luftfahrzeuges an diesen Punkten.

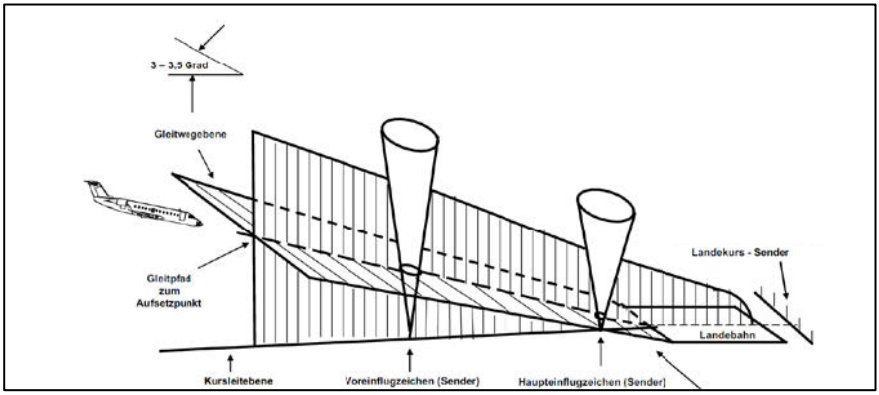


Abbildung 2-3: Bestandteile des ILS [125]

Das Maß für die laterale und vertikale Ablage (Abweichung) vom Sollanflugweg wird durch eine elektro-magnetische Modulation der Trägerwellen erzeugt. Dabei wird für eine Richtung die Ablage durch eine 90 Hz Modulation, die andere Richtung durch eine 150 Hz Modulation gekennzeichnet. Das korrespondierende ILS-Bordsystem im LFZ empfängt beide Signale mit gleicher Stärke, wenn sich das Flugzeug exakt auf dem Sollkurs befindet. Bei einer Ablage von diesem überwiegt eine der beiden Modulationsfrequenzen und wird zur Anzeige gebracht. Als Maß für die Größe der Ablage

dient die Differenz zwischen dem prozentualen Anteil der 90 Hz Modulation und der 150 Hz Modulation.

Systembedingt steigt die Anzeigesensitivität bei Annäherung an das ILS während eines Anfluges an. Gleiche Ablagen vom Sollflugweg werden bei kleinen Entfernungen zwischen Sender und Empfänger mit einem größeren Ausschlag angezeigt, als bei großen Entfernungen. Diese Erscheinung wird als „ILS-Tüteneffekt“ bezeichnet. [38][124]

In den „Richtlinien für den Allwetterflugbetrieb“ hat das Luftfahrtbundesamt folgende Anordnung bezüglich der Positionierung der einzelnen ILS Anlagenteile erlassen [120]:

- OM 7.200 m +/-300 m vor Landebahnschwelle
- MM 1.050 m +/-150 m vor Landebahnschwelle
- GS-Antenne 180 m seitlich der Bahn, 286 m hinter der Landebahnschwelle
- LLZ-Antenne 360 m hinter der Bahn

Die bordseitig empfangenen Informationen des LLZ und GS werden dem Luftfahrzeugführer mithilfe der im Cockpit vorhandenen Instrumente angezeigt. In modernen Verkehrsflugzeugen erfolgt dies auf dem *Primary Flight Display* (PFD) und *Navigation Display* (ND). Das PFD – eine moderne Interpretation des klassischen Basic-T[3] – enthält Informationen über die Lage im Raum (künstlicher Horizont), die Fluggeschwindigkeit, die Flughöhe und die Steig- oder Sinkrate sowie über die Betriebszustände des Auto-Flight-Systems (vgl. Abbildung 2-4). [37]

[3] Basic-T: Anzeige der Fluggeschwindigkeit, künstlicher Horizont, Barometrische Höhe und Kurskreisel in Anzeigen, angeordnet in Form eines „T“

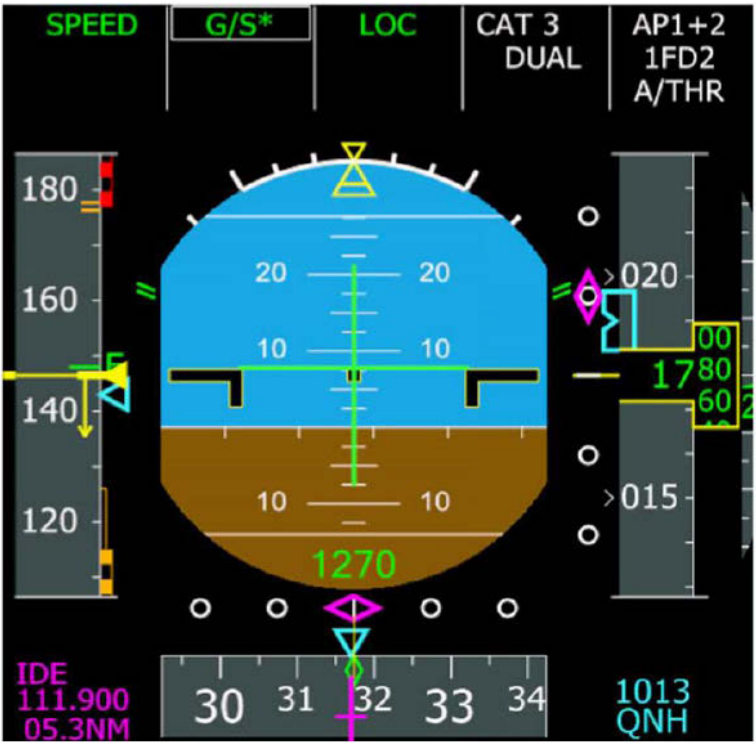


Abbildung 2-4: Primary Flight Display eines Airbus A320 [8]

Die *Localizer-* und *Glideslope-Deviation-Scales* rechts neben und unterhalb des künstlichen Horizontes geben mittels Rautensymbolik (hier in Magenta) die Ablagen vom Sollflugweg an. Die *Deviation-Scales* arbeiten als Kommandoanzeige, d. h. die Richtung und Größe der Korrekturbewegung zum Erreichen des Sollflugwegs wird mithilfe der Magenta Rauten angezeigt. In Abhängigkeit des Herstellers erscheinen in der linken unteren Ecke des PFD die Kennung (soweit verfügbar) und Frequenz der ILS-Station sowie die Entfernung des (wenn vorhanden) dazugehörigen DME. [5]

Aufgrund der hohen Zuverlässigkeit ist das ILS System derzeit das primäre Landesystem an großen Verkehrsflughäfen. Allein in Deutschland sind an 16 Verkehrsflughäfen 45 Anlagen installiert [55]. Doch sind mit dem ILS auch operationelle Nachteile verbunden, welche auf der Störempfindlichkeit der analogen Sendetechnik des GS und

LLZ beruhen. Die ausgestrahlten Signale liegen in einem störanfälligen Frequenzband, so dass diese Signale leicht beeinflusst und damit unbrauchbar gemacht werden können. Durch Intermodulation mit anderen zeitvarianten Signalen kann die Linie des Sollpfades verändert werden. Diese Störsignale können durch lokale Bodeneffekte (z. B. Berge) oder hohe Gebäude mit ungünstiger Oberflächengestaltung hervorgerufen werden. Auch andere LFZ auf den Rollbahnen verursachen entsprechende Störungen, die zur Bildung von geschwungenen Gleitwegen als auch fehlerhaften Signalen des LLZ führen können [116]).

Um eine Störung beider Signale zu minimieren, müssen daher am Flughafen dementsprechende Schutzzonen eingerichtet werden. Speziell im Allwetterbetrieb (*Low Visibility Operations*, LVO) werden diese Bereiche entsprechend vergrößert, um dem LFZ die bestmögliche Genauigkeit hinsichtlich der vertikalen und lateralen Flugführung zu bieten. In Abschnitt 2.3.2 wird auf diese Problematik weiter eingegangen.

2.1.3 Flächennavigation

In der Funknavigation ist man hinsichtlich der Routenführung stets an die Position entsprechender Bodennavigationseinrichtungen gebunden. Durch das stetig wachsende Verkehrsaufkommen bestand der Bedarf nach einer Möglichkeit entlang frei wählbarer Routen zu navigieren.

Die Entwicklung und Einführung erster Computertechnologien in der Luftfahrt Mitte der 70er Jahren ermöglichte erstmals das bestimmen frei wählbarer Wegpunkte (*Waypoints)* mithilfe von Navigationscomputern sowie die Darstellung des Flugwegs entlang dieser. Der Luftfahrzeugführer musste manuell den *Waypoint* mithilfe von entsprechenden Koordinaten (WGS84: *Latitude* / *Longitude*) in den Navigationscomputer eingeben. Dieser bestimmt durch automatisches Wählen von Funknavigationseinrichtungen permanent die Eigenposition des LFZ sowie den Flugweg zum gewählten *Waypoint.* Diese Art der Navigation wird als Flächennavigation (*Area Navigation* bzw. *Random Navigation*, RNAV) bezeichnet.

Folgende Definition von Flächennavigation gilt nach ICAO Annex 11, Kapitel 1, „*Definitions*“ [104]:

> “**Area Navigation (RNAV).** A method of navigation which permits aircraft operation on any desired flight path within the coverage of ground- or space-based navigation aids or within the limits of the capability of self-contained aids, or a combination of these.”

Zur Positionsbestimmung werden die konventionellen Methoden VOR/DME und zusätzlich DME/DME verwendet. Die Positionsbestimmung mithilfe von VOR/VOR und NDB/VOR wurde auf Grund der fehlenden Präzision nicht mehr weiter verfolgt und ist nicht Bestandteil eines RNAV-Systems. Trägheitsnavigation mithilfe eines Intertial Systems (*Inertial Reference System*, IRS) und Satellitennavigation wurden als weitere Möglichkeiten der Positionsbestimmung entwickelt und finden heutzutage als primäre Sensoren in Navigationscomputern Verwendung. [54]

Eine besondere Bedeutung im Bereich des Anfluges bekommt zunehmend die Satellitennavigation und entsprechende Aufwertungssysteme. Im folgenden Abschnitt wird auf die Thematik näher eingegangen.

2.1.4 Satellitennavigation

Die Satellitennavigation beschreibt die Positionsbestimmung mithilfe des Empfangs von Signalen von Navigationssatelliten aus der Erdumlaufbahn. Satellitennavigationssysteme sind im Luftverkehr unter dem Sammelbegriff *Global Navigation Satellite System* (GNSS) zusammengefasst. Dazu gehören folgende Systeme [84][85][89][90]:

- **NAVSTAR GPS** USA, seit 1995 im vollen zivilen Betrieb, min. 24 Satelliten
- **GLONASS** Russland, Seit 2011 funktionsfähig, 24 operative Satelliten
- **GALILEO** Europa, Einsatzfähigkeit vor 2020, 30 operative Satelliten
- **COMPASS** China, Einsatzfähigkeit vor 2020, bis zu 35 Satelliten

Das Grundprinzip der Satellitennavigation basiert auf der Übermittlung der genauen Position und Uhrzeit der jeweiligen Satelliten via Funkcodes. Um eine dreidimensionale Positionsbestimmung durchzuführen, sind die Signale von drei unterschiedlichen Satelliten erforderlich. Durch Hinzuziehen eines vierten Satelliten in die Berechnung, wird der Fehler bei der Positionsbestimmung eliminiert, der sich aus den unterschiedlichen Zeitmaßstäben in Satellit und Empfangsgerät ergibt.

Bei einer Bahnhöhe von ca. 20.200 km über Grund wird eine Konstellation von 24 bis 30 Satelliten verwendet. Damit soll sichergestellt werden, dass die Empfangsgeräte – auch bei nicht vollkommen freier Sicht zum Horizont – möglichst immer Signale von mindestens vier Satelliten gleichzeitig erhalten können.

Die grundsätzlichen Bestandteile des vorwiegend aus GPS und GLONASS bestehenden GNSS sind [103]:

- Das **Raumsegment** besteht aus den auf nahezu kreisförmigen Umlaufbahnen verteilten Satelliten, die bei beiden Systemen eine Umlaufzeit von exakt 12 Stunden haben. Insbesondere im Netz der GPS-Satelliten gibt es Lücken, deren Überdeckung in Polnähe und einigen Bereichen Mitteleuropas für eine exakte Positionsbestimmung nicht mehr ausreichend ist. Durch eine gemeinsame Nutzung von GPS und GLONASS sind in der Regel sieben Satelliten ständig verfügbar. Die Satelliten senden zu exakt definierten Zeiten auf den Trägerfrequenzen modulierte Signale, die hochpräzise Informationen über die eigene Bahn bzw. die aktuelle geozentrische Position enthalten. In größerem Zeitabstand (bei GPS alle 12,5 Minuten) werden die Bahndaten aller im Raumsegment befindlichen Satelliten gesendet. Zur Einhaltung der Sendezeitpunkte und zur Zeitcodierung sind die Satelliten mit präzisen Atomuhren ausgestattet.
- Das **Nutzersegment** umfasst alle GNSS-Empfänger, welche die gesendeten Informationen empfangen, demodulieren und daraus die eigene Position bestimmen. Aus Kostengründen sind die GNSS-Empfänger nicht mit hochgenauen Atomuhren ausgestattet, woraus sich Messfehler (Uhrenfehler) ergeben und damit eine ungenauere Positionsberechnunge resultieren kann.
- Das **Kontrollsegment** umfasst sämtliche Bodeneinrichtungen, die der Überwachung und Beeinflussung der Satelliten dienen. Von diesen Stationen aus werden bis zu zweimal am Tag Korrekturdaten an die Satelliten gesendet.

Das GPS-System ist das weltweit meist genutzte System und wird seitens des Verteidigungsministeriums der USA betrieben. GPS bietet zwei verschiedene Dienstklassen an. Der *Standard Positioning Service* (SPS) ist für den allgemeinen zivilen Gebrauch (mit entsprechendem Empfangsgerät) verfügbar. Die Genauigkeit der GPS-Ortung im SPS Dienst liegt bei ca. 15 m. Der *Precise Positioning Service* (PPS) sendet die GPS Daten verschlüsselt aus und ist für die militärische Anwendung der Streitkräfte der USA vorgesehen. Die aktuelle Genauigkeit des PPS ist nicht öffentlich bekannt, jedoch kann diese jederzeit vom US-Verteidigungsministerium künstlich reduziert werden (*Selective Availability*, SA). Ebenso kann die Aussendung der SPS Daten auch vollständig gestoppt werden [89].

Die Tatsache, dass die USA grundsätzlich das Monopol über die Kontrolle des GPS besitzen und alternative Systeme derzeit noch nicht zuverlässig in Betrieb sind, führt

zu der zögerlichen Umsetzung von GNSS-Navigation als primäres Navigationssystem bei der Planung von Flugverfahren. Dies steht im Gegensatz dazu, dass GPS derzeit grundsätzlich die höchste Präzision und beste Verfügbarkeit bietet [113].

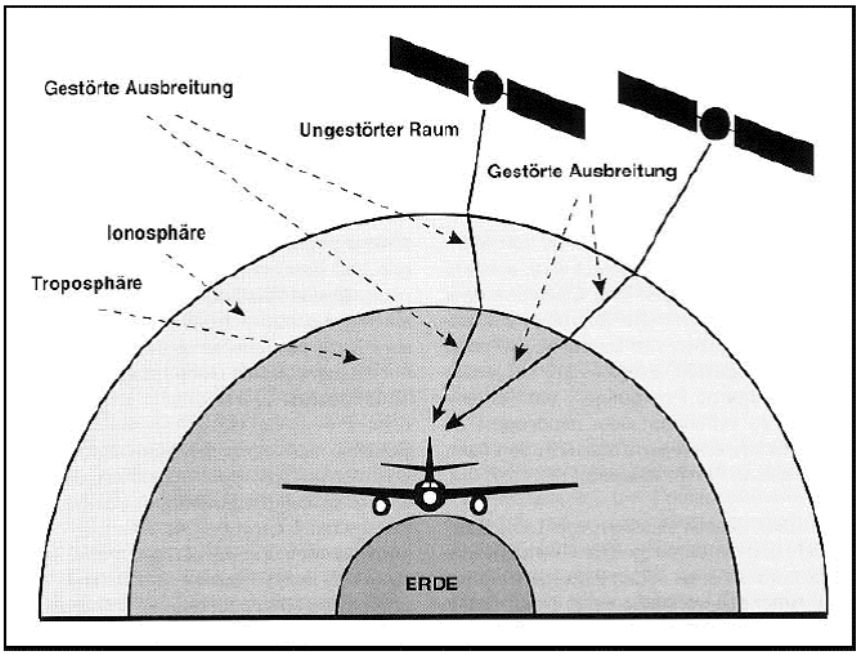


Abbildung 2-5: Mögliche Fehlerquellen der Satellitennavigation [17]

Nichtsdestotrotz weist auch die Navigation mithilfe des GNSS ein gewisses Fehlerpotential auf. Satellitensignale unterliegen in ihren Frequenzbändern den typischen Fehlerquellen wie Abschattung, Mehrwegausbreitung und Interferenz mit anderen Signalen. Durch die extrem große Distanz zwischen Sender und Empfänger ist die Stärke des empfangenen Signals klein und kann somit relativ leicht gestört werden (vgl. Abbildung 2-5). Hinzu kommt, dass die GPS- und GLONASS-Frequenzbänder in den meisten Staaten weitestgehend nicht geschützt sind. Die bedeutendsten Fehlerquellen bei der Signalübertragung für das GPS mit den typisch auftretenden Fehlerwerten sind in Tabelle 2-1 aufgeführt [22][131].

Fehlerquelle	typischer Fehlerwert	Anmerkung
Erdrotation	+/-30 m	während der Signallaufzeit rotiert die Erde
Selektive Verfügbarkeit	+/-100 m	wenn aktiviert
ionosphärische Störungen	+/-10 -30 m	mgl. durch Reflektionen und Abstrahlungen
Troposphärische Störungen	+/-1,5 m	die Wellengeschwindigkeit ist etwas geringer als im Vakuum und folgt keiner geraden Linie
horizontale Konstellation der Satelliten	+/- 5 m	geometrische Größe, die von der Position des Satelliten zum Nutzer abhängt
Satellitenfehler	+/- 2 m	Fehlerquellen innerhalb des Satelliten
Satellitenuhren-instabilität	+/- 3 m	Frequenzstabilität der Atomuhren weisen Fehler auf
Empfängerfehler	+/- 3,3 m	Empfängerrauschen und Mehrwegausbreitung des Signals

Tabelle 2-1: Typische Fehler der GNSS-Navigation [22][131]

2.1.5 Augmentierte Satellitennavigation

Satellitensignale können mithilfe von verschiedenen Systemen aufgewertet (augmentiert, *augmented*) werden, um eine höhere Genauigkeit der Positionsbestimmung zu ermöglichen. Hierfür bestehen grundsätzlich zwei verschiedene Methoden:

- den Gebrauch von Pseudoliten (aus „Pseudo“ und „Satellit“) wobei eine Bodenstation die Funktion eines Satelliten ausübt
- die Nutzung von Differential-GPS (DGPS) mit einer Referenzstation mit exakt bekannter Position

DGPS ist in der Luftfahrt die präferierte Lösung und wird seitens der ICAO folglich unterstützt. Hinsichtlich ihrer Eigenposition exakt vermessene DGPS-Stationen empfangen Satellitensignale, berechnen daraus die eigene „IST-Position“ und ermitteln aus dem Vergleich mit ihrer „SOLL-Position“ die Abweichung bzw. die Korrekturdaten der empfangenen Satelliten. Diese Daten werden den Nutzern der Referenzstation im Ultrakurzwellenbereich (*Very High Frequency*, VHF) mit einem Zeitschlüssel versehen zur Verfügung gestellt (vgl. Abbildung 2-6). Bei der Übertragung des Korrektursignals

wird zwischen der lokalen (*Ground Based*) und der globalen (*Space Based*) Übertragungsmöglichkeit unterschieden [119].

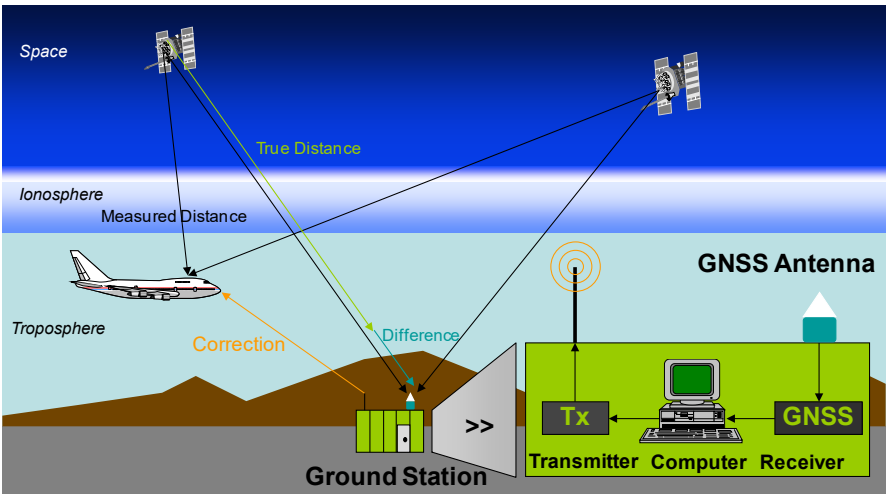


Abbildung 2-6: Prinzip der Signalaufwertung durch DGPS [118]

Bei einem *Ground Based Augmentation System* (GBAS) werden die DGPS-Korrekturdaten für einen regional begrenzten Bereich zur Verfügung gestellt. Mehrere Empfangsantennen im Umkreis des Flughafens sind mit einer Bodenstation verbunden, die mithilfe der empfangenen Signale ein entsprechendes Korrektursignal berechnet. Dieses wird via *VHF Data Broadcast* (VDB) direkt an das jeweilige LFZ weitergegeben. Um das Korrektursignal zu empfangen muss sich das LFZ dabei innerhalb der Empfangsreichweite der GBAS Station befinden, woraus eine lokale Begrenzung resultiert [87].

Die Reichweite einer GBAS Station liegt derzeit bei ca. 23 NM und wird ausschließlich für satellitengestützte Instrumentenanflüge verwendet [81]. Dabei bietet GBAS eine ähnlich hohe Präzision hinsichtlich der dreidimensionalen Positionsbestimmung wie ein konventionelles ILS.

Beim *Space Based Augmentation System* (SBAS) werden die DGPS-Korrekturdaten von einer bestimmten Anzahl an Bodenstationen verteilt über eine große Fläche mithilfe zusätzlicher geostationärer Satelliten global übertragen. Es verbessert die Ge-

nauigkeit, Verfügbarkeit, Integrität sowie Kontinuität der Signale des jeweiligen GNSS innerhalb einer großen Fläche für die Navigation während aller Segmente eines Instrumentenflugs *(Departure, Enroute, Approach*). [125]

SBAS Bodenstationen augmentieren die empfangenen Satellitensignale und senden die Korrekturdaten zu geostationäre Satelliten (z. B. INMARSAT[4]), die wiederum die Signale an hierfür ausgerüstete LFZ weiterleiten. Mithilfe der zusätzlichen Satelliten als Relaisstation kann im Gegensatz zu GBAS ein wesentlich größerer Empfangsbereich des Korrektursignals ermöglicht werden. Durch die größeren Abstände der Bodenstationen zueinander – bis zu 500 NM – steigt jedoch auch die mögliche Distanz zwischen LFZ und Bodenstation. Das Korrektursignal gilt prinzipiell nur für einen lokal begrenzten Bereich im Umkreis der Bodenstation. Dementsprechend ist die Qualität der Aufwertung des GNSS-Positionssignals mithilfe vom globalen SBAS nicht so hoch wie beim lokalen GBAS. [83]

Derzeit befinden sich vier SBAS-Systeme im Betrieb [83][97][126]:

- **WAAS** Wide Area Augmentation System (USA)
- **EGNOS** European Geostationary Navigation Overlay Service (Europa)
- **MSAS** Multifunctional Satellite Augmentation System (Japan)
- **GAGAN** GPS Aided Geo Augmented Navigation (Indien)

Die beiden größten Systeme sind derzeit das WAAS und EGNOS. Das WAAS-System in Nordamerika umfasst über 30 Bodenstationen, vier geostationäre INMARSAT-Satelliten und zwei Master-Stationen an der Ost- und Westküste der USA. Das EGNOS-System wurde 2009 in Europa in Betrieb genommen und Anfang 2011 für die Verwendung in der Luftfahrt zertifiziert. Derzeit umfasst es 34 Bodenstationen in ganz Europa, Nordafrika und dem Nahen Osten und soll zukünftig auf 41 Bodenstationen ausgebaut werden. [83][97]

Beide Systeme zur Augmentierung der Satellitensignale – GBAS und SBAS – sind vorwiegend für die Korrektur von Laufzeitfehlern im Einsatz, die durch eine Störung der Ionosphäre hervorgerufenen werden. Gerade bei der Verwendung von SBAS besteht jedoch die Möglichkeit, dass durch unterschiedliche Ausprägungen der Störung der Ionosphäre und den hohen lateralen Abständen der LFZ zu den Bodenstati-

[4] Immarsat: Ein aus derzeit 12 Satelliten auf einer geostationären Umlaufbahn bestehendes Kommunikationssystem [93]

onen das Korrektursignal nicht adäquat für die jeweilige Position des LFZ ist [101]. Diese Problemstellung wird in Kapitel 3 weitergehend betrachtet.

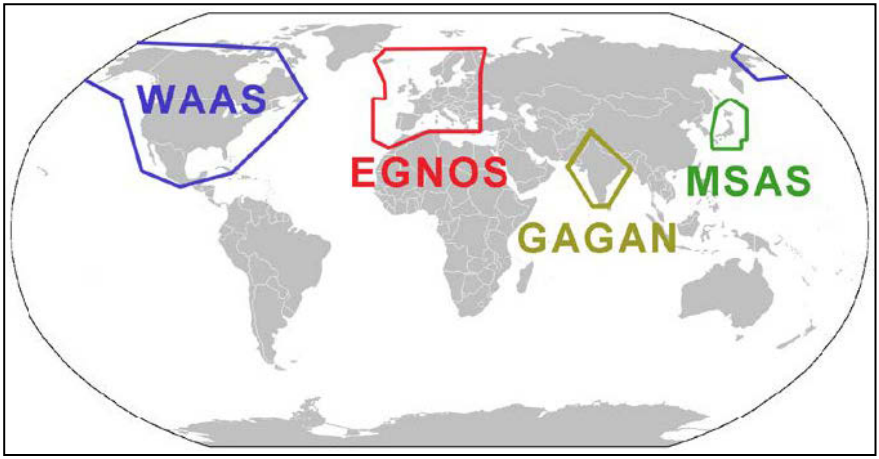


Abbildung 2-7: Gebiete mit SBAS Abdeckung [90]

2.2 Segmente des Anflugs

Der Instrumentenanflug ist nach Definition in “ICAO Doc 8168 PANS-OPS” (*Procedures for Air Navigation Services Aircraft Operations*) in folgende Segmente unterteilt [108]:

- Einflugstrecke (*Arrival Route*)
- Anfangsanflug (*Initial Approach*)
- Zwischenanflug (*Intermediate Approach*)
- Endanflug (*Final Approach*)
- Fehlanflug (*Missed Approach*)

Die *Arrival Route* führt das LFZ aus dem Streckenflug-Routennetz (ATS[5]-Routen) zum Beginn des eigentlichen Anfluges, dem *Initial Approach Fix* (IAF). Die Anflugroute (*Standard Terminal Arrival Route*, STAR) ist eine lateral fest definierte Route, auf welcher der erste Sinkflug (*Initial Descent*) zum Verlassen der Reiseflughöhe eingeleitet wird.

[5] Air Traffic Services, Flugsicherungsdienste

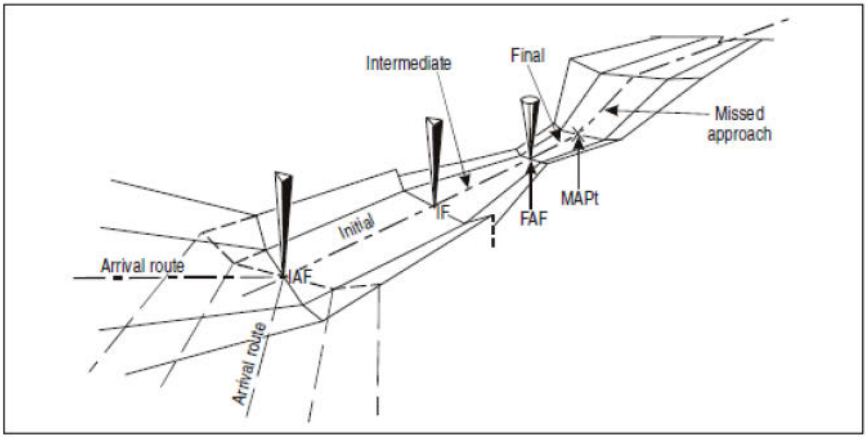


Abbildung 2-8: Segmente eines Instrumentenanfluges [108]

Am IAF beginnt der *Initial Approach*, der zum *Intermediate Fix* (IF) führt und das LFZ in Richtung des Steuerkurses der verlängerten Anfluggrundlinie[6] leitet. Während des Initial Approach wird die Flughöhe weiter abgebaut und die Fluggeschwindigkeit verringert. Darüber hinaus kann der Initial Approach in Länge, Sinkgradient und Kursführung variieren. Im *Intermediate Approach* wird die Fluggeschwindigkeit einschließlich der entsprechenden LFZ-Konfiguration (Klappen, Fahrwerk) weiter angepasst, um das LFZ auf den folgenden Endanflug (*Final Approach*) vorzubereiten. Der Initial Approach sollte keine Kursänderungen mehr beinhalten und sich in Richtung der verlängerten Anfluggrundlinie befinden. Der Sinkgradient sollte entsprechend gering sein.

Der am *Final Approach Fix* (FAF) beginnende Endanflug führt das LFZ auf dem Landebahnkurs mit einem konstanten Sinkgradienten – meist zwischen 2,5° und 3,5° - zum *Missed Approach Point* (MAPt). Er dient dem Sinken und finalen Ausrichten des LFZ zur Landebahnschwelle und der sich dahinter befindlichen Aufsetzzone auf der SLB. Sollte bis zum Erreichen des MAPt die SLB oder Teile der Anflugbefeuerung nicht in Sicht kommen, muss der Anflug abgebrochen werden. Im Falle eines Abbruchs des *Final Approachs* wird der Fehlanflug *Missed Approach* (MAP) eingeleitet.

[6] Anfluggrundlinie: axiale Verlängerung der SLB in Richtung des anfliegenden LFZ

Das Fehlanflugverfahren führt das LFZ mit einem Steiggradienten auf eine entsprechende Höhe meist in Richtung des IAF, um dort anschließend mit dem Anflug erneut zu beginnen.

Abbildung 2-9 zeigt einen Instrumentenanflug in München auf die Piste 08L. Er beginnt am IAF MIQ in der oberen Hälfte der Karte. Der *Initial Approach* (rot) führt zum IF in Richtung des Endanflugkurses von 081°. Darauf folgt der *Intermediate Approach* (grün) zum Ausrichten und Konfigurieren des LFZ. Am FAF MAGAT beginnt der *Final Approach* (orange) und führt das LFZ zur Landebahnschwelle 08L. Die gestrichelte Linie stellt den *Missed Approach* (gelb) dar, der im Falle eines Abbruchs des Anflugs wieder zum IAF MIQ führt.

Alle Segmente des Anfluges müssen nach ICAO PANS-OPS in ihrer lateralen und vertikalen Streckenführung so konstruiert sein, dass die Hindernisfreiheit für das LFZ bei Einhaltung des vorgegebenen Flugprofils gewährleisten ist [109]. Um dem vorgegebenen Flugweg eines Instrumentenflugverfahrens folgen zu können, wird eine entsprechende Form der bordseitigen Navigation benötigt (Funknavigation oder Flächennavigation).

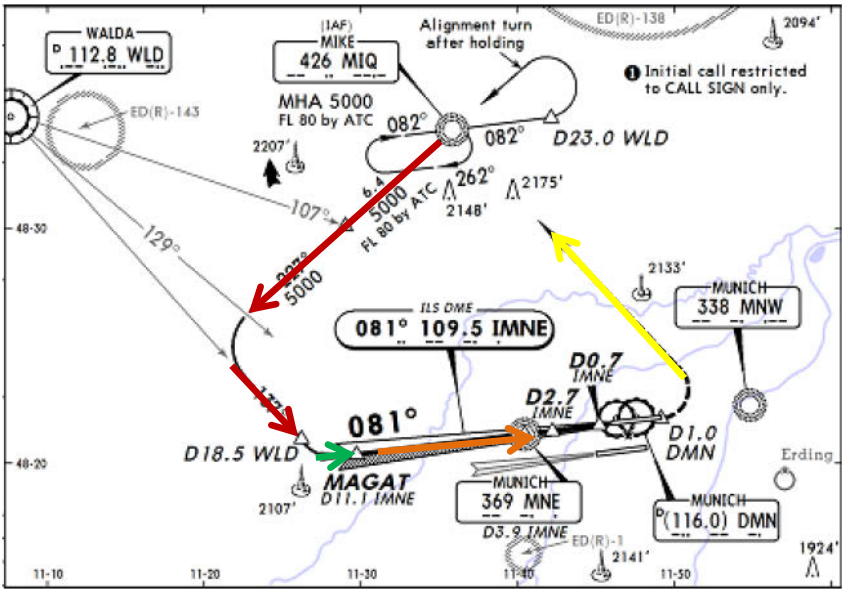


Abbildung 2-9: Segmente des Anflug München 08L [eigene Anfertigung]

2.3 Anflugtypen

Grundsätzlich werden Instrumentenanflüge nach ICAO PANS-OPS in Kategorien entsprechend der vorhandenen Flugführung unterteilt – den Präzisions- und Nicht-Präzisionsanflügen [108].

Während eines Präzisionsanflugs (*Precision Approach*, PA) erhält der Luftfahrzeugführer mithilfe entsprechender Navigationshilfen und Anzeigegeräte genaue Informationen bezüglich seiner horizontalen und vertikalen Abweichung zum Soll-Anflugweg. Damit stehen ihm während des gesamten Endanfluges eine vertikale und laterale Flugführung zur Verfügung. Der Anflug mithilfe des ILS ist der meist genutzte Präzisionsanflug. Hier stehen eine vertikale Führung durch den GS und eine horizontale Flugführung durch den LLZ zur Verfügung.

Bei einem Nicht-Präzisionsanflug (*Non Precision Approach*, NPA) steht dem Luftfahrzeugführer nur eine unmittelbare Information hinsichtlich der lateralen Abweichung zum Soll-Anflugweg zur Verfügung – z. B. mithilfe eines VOR in direkter Verlängerung der Anfluggrundlinie. Eine direkte vertikale Führung ist nicht vorhanden. Sie wird ersetzt durch eine Abstandsinformation des Luftfahrzeugs zum Aufsetzpunkt – z. B. mithilfe eines DME – und dem Abgleich mit einem vorher berechneten Höhenprofil des Anflugs. Bei fest definierten Entfernungen zur Landebahnschwelle wird die entsprechende Soll-Höhe mit der aktuellen Höhe verglichen und der Sinkflug entsprechend angepasst. Hieraus ergibt sich eine wesentlich geringere Präzision in der Einhaltung des vertikalen Sinkprofils.

Demzufolge gelten für NPA im Gegensatz zu PA weiterreichende Anforderungen bezüglich der Verfahrensschutzräume für die Hindernisfreiheit, um die sichere Durchführung der Landung des LFZ weiter zu gewährleisten. Darüber hinaus gelten höhere Minima bei Sichtweite und Wolkenuntergrenze, um dem Luftfahrzeugführer früher (im Gegensatz zum PA) eine visuelle Referenz zur SLB zu ermöglichen, wodurch ein Ausrichten des LFZ auf die Anfluggrundlinie ermöglicht werden kann. Im Falle einer ungenauen Navigation kann diese früher erkannt und der Fehlanflug sicher eingeleitet werden.

Im Zuge der Einführung der *Performanced Based Navigation* (PBN) – einer Erweiterung der Area Navigation – wurde durch die ICAO eine weitere Anflugkategorie eingeführt, das *Approach Procedure with Vertical Guidance* (APV) [111]. Hierbei handelt es sich um ein Anflugverfahren, das basierend auf entsprechenden Navigationshilfen sowohl eine laterale als auch eine vertikale Flugführung beinhaltet. Hinsichtlich der

Genauigkeit, Verfügbarkeit und Integrität (*Accuracy, Availibility, Integrity*) erfüllt es jedoch nicht die hohen Anforderungen eines PA.

Derzeit basieren APV-Anflüge ausschließlich auf Satellitennavigation kombiniert mit zusätzlichen bordeigenen Hilfsmitteln zur Gewährleistung der Vertikalführung. Je nach Genauigkeit der entsprechenden Navigation sind die Anflugminima hinsichtlich Wolkenuntergrenze und Sichtweite nahe dem eines PA.

2.3.1 Anflugminima

Die Anflugminima sind aus flugbetrieblicher Sicht ein wichtiges Unterscheidungsmerkmale eines Instrumentenanfluges – haben sie doch erhebliche Auswirkung auf die operative Durchführung des Endanfluges. Sie beinhalten Mindestanforderungen für die geforderte Hauptwolkenuntergrenze[7] (*Ceiling*) und Landebahnsicht (*Runway Visual Range*, RVR). Je höher die Genauigkeit der verwendeten Navigationssysteme zur vertikalen und horizontalen Flugführung ist, desto niedriger sind die geforderten Werte für *Ceiling* und RVR. Je nach Leistungsfähigkeit der Anflugsysteme können die Minima bis zu zero/zero – null C*eiling* und null RVR – abgesenkt werden, wie es bei vollautomatischen Landungen mithilfe des ILS bereits möglich ist.

Die Mindestanforderungen bezüglich C*eiling* und RVR sollen garantieren, dass ab einem gewissen Punkt während des Endanflugs visuelle Referenz zur SLB oder den dazugehörigen Befeuerungselementen hergestellt werden kann. Somit wird sichergestellt, dass eventuelle Korrekturen der Anflugtrajektorie für eine sichere Landung visuell durchgeführt werden können – oder wie bereits erwähnt – das Einleiten des Fehlanflugs erfolgen kann.

Während des Endanflugs darf der Luftfahrzeugführer nicht unter die Höhe der je nach Anflugtyp fest definierten minimalen sogenannten Entscheidungshöhe sinken. Bei einem PA oder APV muss bei Erreichen der Entscheidungshöhe über MSL (*Decision Altitude*, DA) oder Entscheidungshöhe über Grund (*Decision Height,* DH) visuelle Referenz zur SLB oder den Befeuerungselementen hergestellt sein. Erfolgt dies nicht, muss umgehend der Fehlanflug eingeleitet werden. Bei einem NPA kann nach dem Erreichen der sogenannten *Minimum Descent Altitude* (MDA) der Anflug unter Beibehalten der fest definierten MDA noch bis zum MAPt weitergeführt werden. Sollte dann

[7] Die Ceiling steht für die erste Höhe über Grund, bei der ein Wolkenbedeckungsgrad von mindestens 4/8 (broken) gemessen wird

keine visuelle Referenz hergestellt sein, muss der Fehlanflug eingeleitet werden. Beim PA/APV fällt aufgrund der konstant vorhandenen Vertikalführung der MAPt und die MDA in einem Punkt zusammen und wird DA bzw. DH bezeichnet. [12][108]

Grundlage für die entsprechende Festlegung der MDA bzw. DA/DH ist die Sicherheitsmindesthöhe im Anflug, die sogenannte *Obstacle Clearance Altitude* bzw. *Obstacle Clearance Height* (OCA/OCH). Diese basiert auf dem höchsten Hindernis im Anflug – oder Fehlanflugsegment – und einem zusätzlichen Höhenaufschlag in Abhängigkeit der Leistungsdaten des LFZ (u. a. Anfluggeschwindigkeit, Höhenverlust beim Einleiten des Fehlanflugs etc.) für einen PA/APV oder einem festgelegten Höhenaufschlag für einen NPA. [62][103][108]

Basierend auf der OCA/OCH wird nun je nach Anflugtyp die MDA oder DH/DA durch Hinzufügen eines weiteren Höhenzusatzes festgelegt. Dieser ist abhängig von der Leistungsfähigkeit der technischen Bord- und Bodenausrüstung, der Qualifikation der Cockpitcrew und der Flughafencharakteristika (vgl. Abbildung 2-10).

Bei einem NPA resultiert ein entsprechender Wert der MDA, der zusammen mit der geforderten RVR auf der Anflugkarte veröffentlicht wird. Sind die aktuellen Wetterbedingungen hinsichtlich *Ceiling* und RVR niedriger, kann der Anflug als NPA nicht durchgeführt werden.

Bei einem PA wird der Höhenzusatz noch zusätzlich nach den Kategorien CAT I, CAT II, CAT IIIa/b/c unterschieden. Auch hier sind ausschlaggebend die Ausrüstung des LFZ, die Bodeninfrastruktur des Flughafens und das Training der jeweiligen Cockpitcrew (vgl. Abbildung 2-11). So kann z. B. nur bei entsprechender Redundanz der technischen Systeme des ILS (GP, LLZ) und der Anflugbefeuerung seitens des Flughafens, ein CAT III Anflug veröffentlicht werden. Nur wenn ebenso das LFZ den technischen Anforderungen eines CAT III Anflugs entspricht und der Luftfahrzeugführer das entsprechende *Low Visibility Training* besitzt, kann dieser auch durchgeführt werden. Tabelle 2-2 gibt eine Übersicht der verschiedenen Minimalwerte der jeweiligen Anflugkategorien eines PA. CAT IIIc definiert einen Anflug ohne DH und ohne minimale RVR (*zero/zero*), ist aber derzeit seitens EASA oder FAA nicht zugelassen [12].

Betriebsstufe	RVR [m]	Ceiling [ft]
CAT I	550	200
CAT II	300	100
CAT IIIa	200	0-100
CAT IIIb	75-200	0-100

Tabelle 2-2: Minimale Werte für Ceiling und RVR bei einem PA [62]

Bei einem APV wird – wie bei einem PA – eine DA/DH veröffentlicht, da auch hier eine vertikale Höhenführung verfügbar ist. Ausschlaggebend für den Höhenzusatz zur bestehenden OCA/OCH sind hier die technische Ausrüstung des LFZ und die Leistungsfähigkeit des Anflugsystems (u. a. *Accuracy, Integrity, Continuity, Availability*). Auf Grund der niedrigeren Präzision der Flugführung (vertikal/horizontal) gegenüber des PA liegen die Werte eines APV in der Regel für DA und RVR höher als die entsprechenden CAT I Minima. [54][62][108]

Im weiteren Verlauf des Dokuments wird zum besseren Verständnis von der Entscheidungshöhe oder dem Anflugminima gesprochen, welche sinnhaft für eine MDA, DA oder DH stehen kann. Sollte im speziellen eine MDA, DA oder DH gemeint sein, wird die entsprechende Begrifflichkeit verwendet.

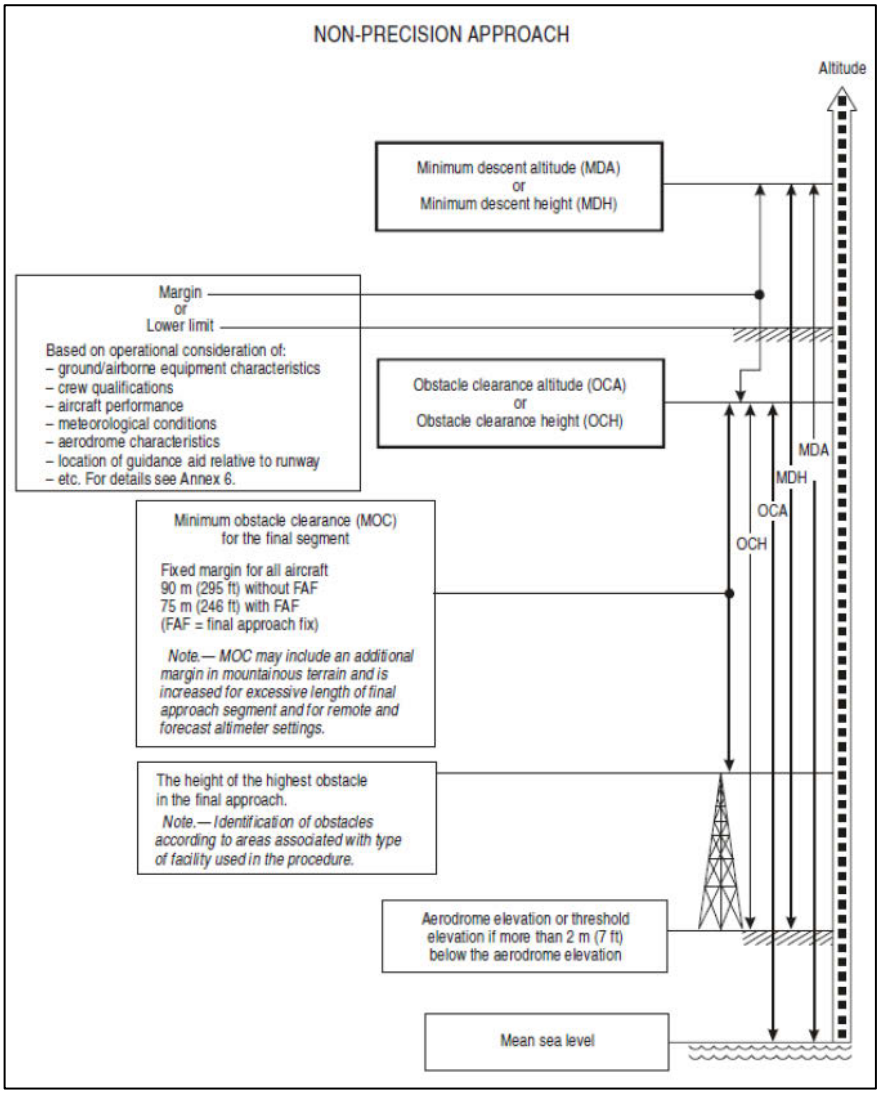


Abbildung 2-10: OCA/OCH und Entscheidungshöhe MDA bei einem Nicht-Präzisions-Anflug [108]

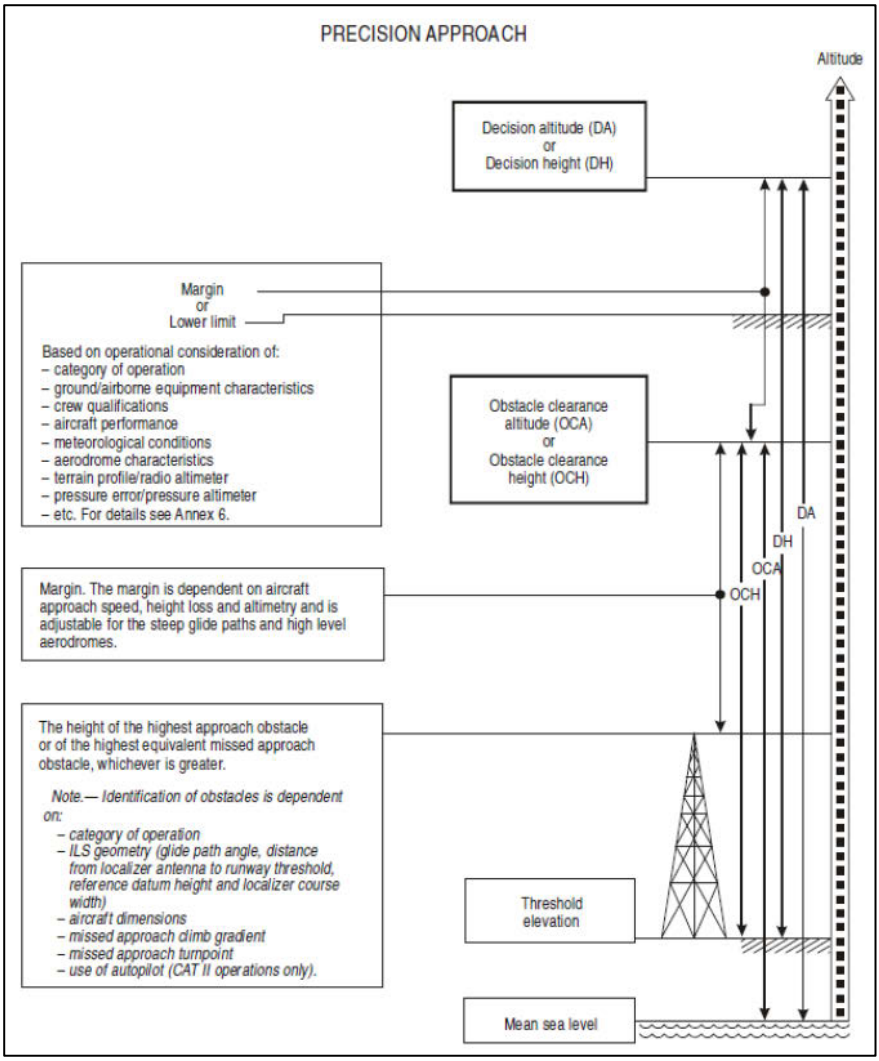


Abbildung 2-11: OCA/OCH und Entscheidungshöhe DA/DH bei einem Präzisionsanflug [108]

2.3.2 Technische Systeme

Wie eingangs erwähnt sind nach ICAO aktuell drei grundsätzliche Arten von Instrumentenanflügen definiert, der *Non Precision Approach*, der *Precision Approach* und der *Approach with Vertical Guidance*. Für jede der drei Arten stehen unterschiedliche technische Systeme bord- und bodenseitig zur Durchführung des Anflugs zur Verfügung.

Abbildung 2-12 gibt eine Übersicht über die derzeit bestehenden Anflugsysteme, kategorisiert nach konventioneller Funknavigation und RNAV.

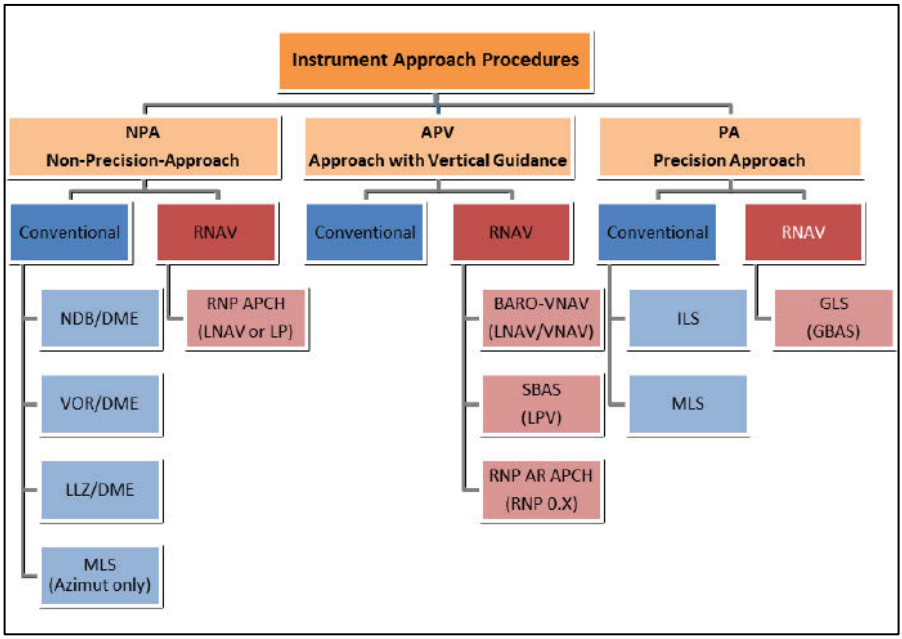


Abbildung 2-12: Arten von Instrumentenanflügen [eigene Darstellung]

2.3.2.1 NDB/DME

Bei einem NDB/DME Anflug erfolgt die laterale Flugführung mithilfe eines sich möglichst in der Verlängerung der Anfluggrundlinie befindlichen NDB. Eine vertikale Flug-

führung besteht nicht, wodurch der NDB/DME Anflug zur Kategorie des *Non-Precision-Approach* zählt.

Eine vertikale Flugführung wird durch den Abgleich eines vorher bestimmten Höhenprofils mit den entsprechenden Entfernungswerten zu einem bestimmten DME realisiert. Abbildung 2-13 zeigt einen Teil der entsprechenden Anflugkarte für den NDB/DME Anflug am Flughafen München auf die Piste 08L. Der Anflug beginnt beim FAF MAGAT und verwendet das NDB MNE sowie das DME DNM. Das Höhenprofil mit den entsprechenden Entfernungswerten (DME DMN) ist in 1 NM-Schritten für ein 3.0° Anflugprofil rot markiert.

Wie bereits in Abschnitt 2.3.1 erwähnt, ist das Anflugminimum – die MDA – bei einem NDB/DME Anflug vergleichsweise sehr hoch. Beim hier abgebildeten Anflug liegt die minimale *Ceiling* bei 543 ft über GND und die minimale RVR bei 1.500 m [Quelle: Jeppesen Chart, EDDF ILS 26L].

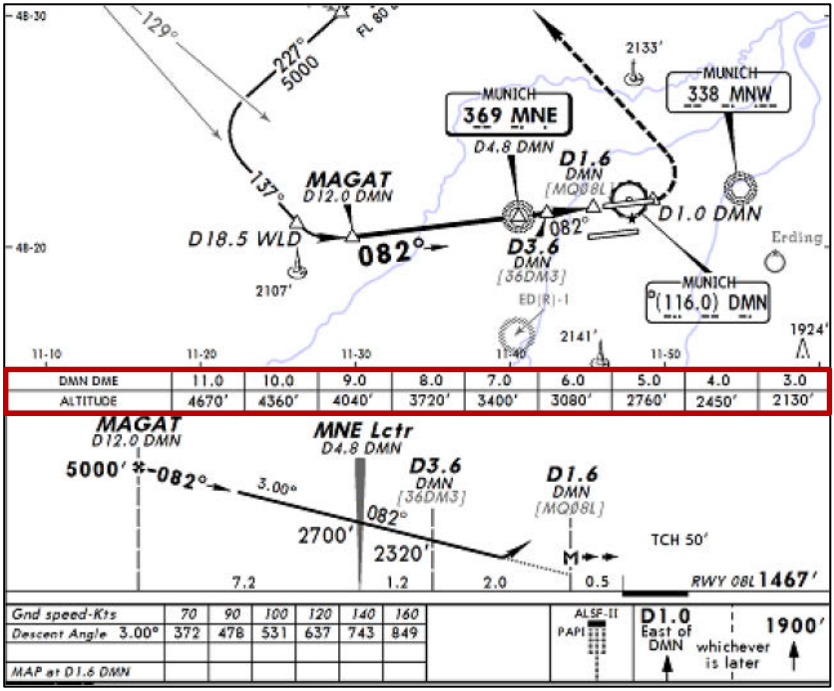


Abbildung 2-13: NDB/DME Anflug München 08L [eigene Anfertigung]

2.3.2.2 VOR/DME

Der VOR/DME Anflug ähnelt einem NDB/DME Anflug, jedoch wird hierbei ein VOR/DVOR zur lateralen Flugführung verwendet. Dieses muss sich am Flughafen selbst oder der verlängerten Anfluggrundlinie befinden, so dass der Anflug ein entsprechendes Radial bestimmt werden kann. Während des Anfluges erhält der Luftfahrzeugführer so über das entsprechende Anzeigeinstrument Anweisungen bezüglich der Korrektur des lateralen Flugweges.

Zur Einhaltung des vertikalen Flugweges wird – genau wie beim NDB/DME Anflug – ein vorausberechnetes Höhenprofil mit entsprechendem Entfernungsabgleich mithilfe eines DME verwendet. Durch die höhere Genauigkeit durch einer Darstellung der lateralen Abweichung mithilfe des *Horizontal Situation Indicator* (HSI) ist die MDA meist etwas niedriger als beim äquivalenten NDB/DME Anflug. Auf Grund fehlender Vertikalführung zählt der VOR/DME Anflug zur Kategorie des *Non-Precision-Approach*.

2.3.2.3 RNP APCH

Ein *RNP Approach* (RNP APCH) nutzt das RNAV-System des LFZ zur Flugführung – insbesondere das GNSS, d. h. er zählt nicht mehr zu den konventionellen Funknavigationsverfahren. Eine vertikale Flugführung steht nicht zur Verfügung, somit ist der RNP APCH ein *Non Precision Approach*.

Die geforderte Gesamtgenauigkeit der Positionsbestimmung des RNAV-Systems (lateral/longitudinal) liegt im Endanflug bei +/- 0,3 NM. Außerdem muss das LFZ mit einer Navigationsdatenbank ausgerüstet sein, in welcher die Wegpunkte des Endanflugs und des Fehlanflugs hinterlegt sind. [57][109]

Die laterale Ablage zum gewünschten Flugweg wird dem Luftfahrzeugführer über sein PFD mithilfe einer entsprechend *Deviation Bar* angezeigt (vgl. Abschnitt 2.1.2). Diese reagiert entsprechend linear dem Versatz des LFZ zum lateralen Flugweg des Verfahrens (*Lateral Navigation*, LNAV). Die Anzeige kann aber auch ähnlich der eines LLZ erfolgen, d. h. je näher sich das LFZ am Aufsetzpunkt befindet, umso sensibler reagiert die Anzeige (*Localizer Performance*, LP). Diese künstlich geschaffene Sensitivität wirkt sich positiv auf die Genauigkeit der Einhaltung des Idealflugweges aus und führt in der Zulassung des Verfahrens zu einer niedrigeren MDA als beim gleichen Verfahren mit LNAV.

2.3.2.4 Baro VNAV

Der Baro-VNAV Anflug ähnelt dem im vorherigen Abschnitt genannten RNP APCH, verfügt allerdings über eine zusätzliche vertikale Flugführung. Die laterale Navigation erfolgt über das RNAV-System des LFZ mit dem primären Sensor GNSS. Die vertikale Navigation erfolgt über einen Abgleich der aktuellen Position (lateral/longitudinal) und barometrischen Höhe mit dem im Verfahren hinterlegten Vertikalprofil. Entsprechend hoch sind die Zertifizierungsanforderungen an den barometrischen Höhenmesser bzw. den verarbeitenden *Air Data Computer* des LFZ, da die vertikale Führung allein auf dieser in Kombination mit der LFZ-Position beruht [14][68].

Für die laterale Flugführung gilt – wie beim RNP APCH – eine geforderte Genauigkeit für 95 % der Flugzeit von +/- 0,3 NM entlang des Flugwegs. Die Anforderungen an die vertikale Flugführung – dem *Vertikal Total System Error* – setzen sich aus dem technischen Systemfehler des Höhenmessers (*Altimetry System Error*), dem *VNAV Equipment Error* und dem *Flight Technical Error* zusammen. Bei einem Baro-VNAV Anflug darf der *Vertical Total System Error* ab einer Höhe unter 5.000 ft MSL für 99,7 % der Flugzeit nicht größer als 199 ft sein [57]. Diese Anforderungen entsprechen noch nicht denen eines *Precision Approach*, somit zählt der Baro-VNAV Anflug zur Kategorie der APV.

Die Anzeigen der vertikalen und horizontalen Ablage zum Sollflugweg erfolgt im Cockpit über das PFD, ähnlich den Deviation Bars bei einem ILS-Anflug. Die Ablagen werden mithilfe der RNAV-Position und der barometrischen Höhe zu einem virtuellen Sollflugweg (*FMS Landing System*, FLS) – basierend auf dem im FMS hinterlegten Verfahren – bestimmt und über das PFD zur Anzeige gebracht.

Der Baro-VNAV-Anflug ermöglicht aufgrund der vertikalen Flugführung ein niedrigeres Minimum als bei einem vergleichbaren RNP APCH, nahe der DA eines *Precision Approachs.* Hierbei ist allerdings die fehlerhafte barometrische Höhenmessung bei sehr niedrigen Temperaturen (< - 15-20° Celsius) zu beachten, so das der Anflug nicht mehr durchgeführt werden darf. Hierzu geht Kapitel 3 auf die Möglichkeiten eines Fehlers der vertikalen Flugführung weiterführend ein

.

2.3.2.5 SBAS-LPV

Der SBAS-LPV verfügt über eine horizontale und vertikale Flugführung, entspricht jedoch nicht den Anforderungen hinsichtlich Genauigkeit eines *Precision Approach*. Somit zählt er noch zu der Kategorie der APV.

Beim SBAS-LPV erfolgt die horizontale und vertikale Flugführung über das mithilfe von SBAS aufgewertete GNSS-Signal. Hierfür wird das WAAS-System in Nordamerika bzw. EGNOS-System in Europa verwendet (vgl. Abschnitt 2.1.5). Die dreidimensionale Positionsbestimmung ist dabei mithilfe der Aufwertung so genau, dass auch die vertikale Flugführung über die GNSS/SBAS-Position erfolgt und die horizontale Flugführung der Präzision und Sensibilität eines konventionellen *Localizer* entspricht – *Localizer Precision with Vertical Guidance* (LPV).

SBAS-LPV-Verfahren entsprechen hinsichtlich Genauigkeit der horizontalen und vertikalen Flugführung bisher den APV-I-Anforderungen des ICAO Annex 10 – *Signal in space requirements* von 16 m (horizontal) bzw. 20 m (vertikal) [58][103]. Die höheren Anforderungen des APV-II, die nahe denen eines CAT I Precision Approach liegen, werden bisher von SBAS-LPV mit WAAS oder EGNOS noch nicht erreicht [34][100] (vgl. Tabelle 2-3). Die Anzeigen im PFD der horizontalen und vertikalen Ablage zum Sollflugweg sind als *ILS-Look-Alike* ausgelegt, d. h. die Sensitivität steigt je näher sich das LFZ zum Aufsetzpunkt bewegt [11].

Das Minimum (DA/DH) eines SBAS-LPV liegt deutlich unter dem der anderen APV-Anflüge und befindet sich mit einer Höhe von derzeit 250 ft AGL nahe dem CAT I Minimum von 200 ft AGL [23][138]. Mit der Einführung des LPV 200 Standards im September 2015 durch die *European Global Navigation Satellite Systems Agency* (GSA) besteht nun auch die Möglichkeit, SBAS-LPV Anflüge mithilfe von EGNOS zu implementieren, bei denen ein Minimum von 200 ft AGL gleich dem eines Precision Approach CAT I möglich ist [63][79]. Sogar kleine Flughäfen, welche auf Grund der fehlenden technischen Infrastruktur keinen ILS PA CAT I-Anflug anbieten können, haben nun die Möglichkeit ohne kostenintensive technische Ausrüstung entsprechende Anflüge gemäß LPV-200-Standard anzubieten.

Typical operation	Accuracy horizontal 95% (Notes 1 and 3)	Accuracy vertical 95% (Notes 1 and 3)	Integrity (Note 2)	Time-to-alert (Note 3)	Continuity (Note 4)	Availability (Note 5)
En-route	3.7 km (2.0 NM)	N/A	$1 - 1 \times 10^{-7}$/h	5 min	$1 - 1 \times 10^{-4}$/h to $1 - 1 \times 10^{-8}$/h	0.99 to 0.99999
En-route, Terminal	0.74 km (0.4 NM)	N/A	$1 - 1 \times 10^{-7}$/h	15 s	$1 - 1 \times 10^{-4}$/h to $1 - 1 \times 10^{-8}$/h	0.99 to 0.99999
Initial approach, Intermediate approach, Non-precision approach (NPA), Departure	220 m (720 ft)	N/A	$1 - 1 \times 10^{-7}$/h	10 s	$1 - 1 \times 10^{-4}$/h to $1 - 1 \times 10^{-8}$/h	0.99 to 0.99999
Approach operations with vertical guidance (APV-I)	16.0 m (52 ft)	20 m (66 ft)	$1 - 2 \times 10^{-7}$ in any approach	10 s	$1 - 8 \times 10^{-6}$ per 15 s	0.99 to 0.99999
Approach operations with vertical guidance (APV-II)	16.0 m (52 ft)	8.0 m (26 ft)	$1 - 2 \times 10^{-7}$ in any approach	6 s	$1 - 8 \times 10^{-6}$ per 15 s	0.99 to 0.99999
Category I precision approach (Note 7)	16.0 m (52 ft)	6.0 m to 4.0 m (20 ft to 13 ft) (Note 6)	$1 - 2 \times 10^{-7}$ in any approach	6 s	$1 - 8 \times 10^{-6}$ per 15 s	0.99 to 0.99999

Tabelle 2-3: Signal-in-Space Anforderungen [103]

Tabelle 2-4 zeigt die verschiedenen Anflüge und die jeweiligen Minima am Flughafen Alderny in Großbritannien. Dieser befindet sich auf der gleichnamigen Insel im Ärmelkanal vor der Küste Frankreichs. Am Platz befindet sich nur ein konventionelles NDB, mit dessen Hilfe ein NPA mit einer MDA von 390 ft angeboten wird. Durch die Verwendung eines SBAS-LPV Anfluges kann das Minimum auf eine DA von 300 ft gesenkt und so ein ohne zusätzliche Bodeninfrastruktur ein Anflug mit vertikaler Flugführung angeboten werden. Voraussetzung hierfür ist jedoch die entsprechende Ausrüstung des LFZ.

Approach Type	Height (Feet)	Visibility (Metres)	Characteristics
NDB NPA (No DME)	**390**	**1400**	Lateral Guidance Only High workload (Pilot has to assess drift) Unstable Approach Inaccurate: › Costal Refraction › Night effect › Precipitation Static
GNSS LNAV	**350**	**1200**	Lateral Guidance Only
GNSS LPV	**300***	**900**	Lateral and Vertical Guidance Stabilised Approach

Tabelle 2-4: Anflugminima am Flughafen Alderny/Großbritannien [15]

2.3.2.6 RNP-AR

Der *Required Navigation Performance Authorization Required* Anflug (RNP AR) zählt zur Kategorie der APV Anflügen, da er mithilfe des bordeigenen RNAV-System eine horizontale und vertikale Flugführung bietet. Der RNP-AR Anflug ist keiner bestimmten Technologie zugeordnet, vielmehr ist er eine Anforderung hinsichtlich des RNP-Werts, der während des gesamten Anflugs eingehalten und entsprechend kontrolliert werden muss (*on-board Monitoring Functionality*).

RNP-AR Anflüge fordern einen RNP[8]-Wert von 0,3–0,1 NM und beinhalten meist auch gekurvte Segmente nach dem FAF, sogenannte *Constant-Radius-to-Fix Legs* (RF-Leg). Bei einem RNP-AR Anflug wird die hohe Leistungsfähigkeit des Navigationssystems des LFZ genutzt, welches in seiner Gesamtheit (GNSS, IRS, Radionavigation) dem geforderten RNP-Wert genügen muss. Für die vertikale Navigation kann die Baro-VNAV oder SBAS-Funktionalität des LFZ genutzt werden. [64]

Aufgrund des niedrigen RNP-Wert und der hohen Präzision in der lateralen und vertikalen Flugführung während des gesamten Anflugs (*Initial Approach, Intermediate Approach, Final Approach, Missed Approach*), stehen dem Verfahrensplaner wesentlich mehr Freiheiten in der Flugweggestaltung zur Verfügung. Durch entsprechende Verringerungen der Verfahrensschutzräume und der Verwendung von Kurvensegmenten (RF-Legs) können die Verfahren sogar um bergiges Gelände oder lärmsensitive Gebiete konstruiert werden. [112]

[8] RNP: Required Navigation Performance, geforderte Mindestgenauigkeit des bordeigenen Navigationssystems für 95 % der Flugzeit entlang des lateralen Flugwegs

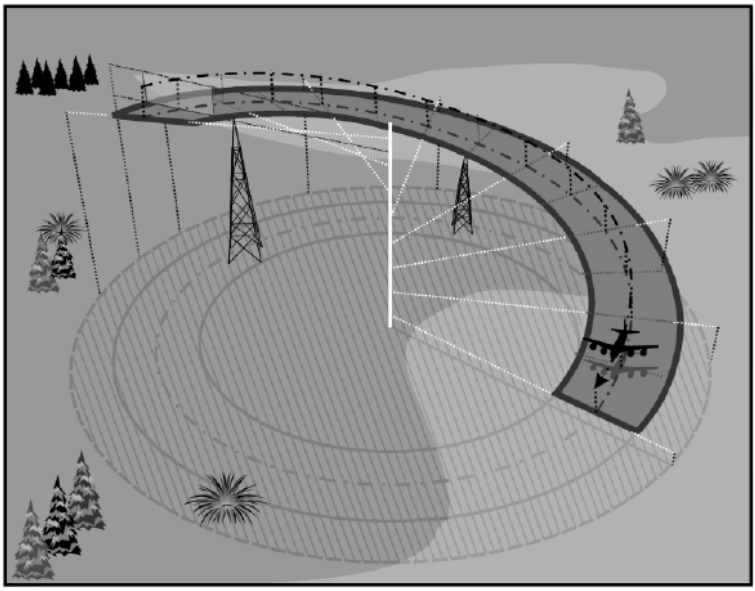


Abbildung 2-14: Verfahrensschutzraum RNP-AR Constant-Radius-to-fix Turn [112]

Abbildung 2-15 zeigt den RNP-AR-Anflug auf die Piste 23 in Queenstown/ Neuseeland. Nur mithilfe des RNP-AR Verfahrens ist es möglich in IMC Konditionen bis zu einem Minimum von 704 ft AGL Flugbetrieb durchzuführen. Der RNP APCH ohne vertikale Flugführung auf die Piste 23 hat eine MDA von 2949 ft AGL, der konventionelle VOR/DME Anflug eine MDA von 3099 ft.

Jedes RNP-AR-Verfahren muss einzeln von der entsprechenden Luftfahrtbehörde zugelassen werden. Jede Luftfahrtgesellschaft, welche das Verfahren nutzen möchte, muss einem aufwendigen Zulassungsprozess durchlaufen, in dem es den Nachweis u. a. über entsprechend ausgerüstete LFZ und trainierte Luftfahrzeugführer erbringen muss [13]. RNP-AR Anflüge bieten sich somit eher für regionale Flughäfen mit besonderen Hindernis- oder Lärmsituationen an. Hier bietet meist exklusiv eine Luftverkehrsgesellschaft Flugbetrieb an. Ein Beispiel hierfür ist Alaska Air, die mit ihren entsprechend ausgerüsteten LFZ Dash-8 Q400 seit 2011 als erste amerikanische Luftverkehrsgesellschaft eine Reihe von kleinen Flughäfen an der Küste von Alaska mit-

hilfe von RNP-AR-Verfahren anfliegt. Durch die Verwendung von RNP-AR Verfahren ist es nun möglich, bei wesentlich schlechteren Wetterbedingungen IFR-Flugbetrieb durchzuführen. [41]

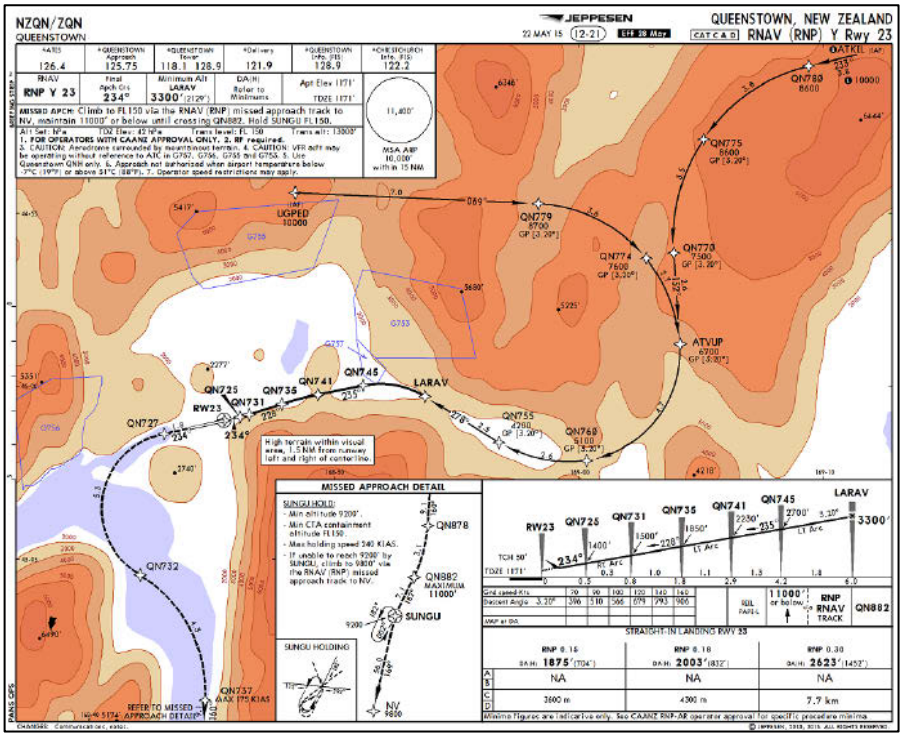


Abbildung 2-15: RNP-AR Anflug Queenstown/Neuseeland
[Jeppview Chart NZQN RNP Y Rwy 23]

2.3.2.7 ILS

Der ILS-Anflug zählt zur Kategorie der PA und ist weltweit das am meisten genutzte und verfügbare Anflugsystem für den Instrumentenflug. Die horizontale Flugführung erfolgt über den *Localizer*, die vertikale Flugführung über den *Glideslope* (vgl. Abschnitt 2.1.2).

Die Genauigkeiten des LLZ und GS werden auf Grund des Aufbaus und der Funktionsweise auf Funkwellentechnik basierender Systeme winkelabhängig angegeben. Dieses technische Merkmal hat wie bereits erwähnt zur Folge, dass die Sensitivität der Flugführung in Richtung des Aufsetzpunktes immer weiter zunimmt (vgl. Abschnitt 2.1.2). Auf Grund der hohen Leistungsfähigkeit des Systems sind somit vollautomatische Schlechtwetteranflüge bis zu CAT IIIc möglich, mit einer Sicht- und Wolkenuntergrenze von null Meter bzw. Fuß.

Die Anforderungen hinsichtlich der Winkelgenauigkeit (*Accuracy*) sind nach ICAO Annex 10 folgende [103]:

Localizer

- CAT I: +/-0,29° (entspricht an der Landebahnschwelle +/-10,5 m)
- CAT II: +/-0,20° (entspricht an der Landebahnschwelle +/-7,5 m)
- CAT III. +/-0,08° (entspricht an der Landebahnschwelle +/-3,0 m)

Glideslope

- CAT I/II: +/-0,075 Θ
  (Θ entspricht dem Gleitwegwinkel, bei einem 3° Gleitweg entspricht dies +/-0,225°)
- CAT III: +/-0,04 Θ
  (Θ entspricht dem Gleitwegwinkel, bei einem 3° Gleitweg entspricht dies +/-0,12°)

Der LZZ und GS benötigen für einen störungsfreien Betrieb uneingeschränkte Abstrahlungen in Richtung des anfliegenden LFZ. Abschattungen durch Objekte – z. B. rollende LFZ – können erhebliche Auswirkungen auf das Flugführungssignal haben. Folglich sind um beide Antennen Schutzbereiche eingerichtet, die nicht verletzt werden dürfen. Gerade während des CAT II/III Betriebs müssen diese Schutzbereiche entsprechend vergrößert werden, um die geforderte Leistungsfähigkeit weiter zu garantieren (vgl. Abbildung 2-16).

Dies hat zur Folge, dass bei entsprechenden Wetterbedingungen und daraus resultierenden Betriebsstufen (CAT II/III, *Low Visibility Operations*) die Kapazität des Flughafens hinsichtlich möglicher Starts und Landungen bei der Verwendung von ILS verringert werden muss. Die Sicherheitsabstände der startenden und landenden LFZ (Staffelung) müssen vergrößert werden, um mögliche Abschattungseffekte an der am Ende der SLB positionierten LLZ-Antenne zu verhindern. Hinzukommend werden die

Rollhaltorte zum Aufrollen auf die SLB nach hinten versetzt, um so Störungen an der GS-Antenne zu verhindern. [45][106]

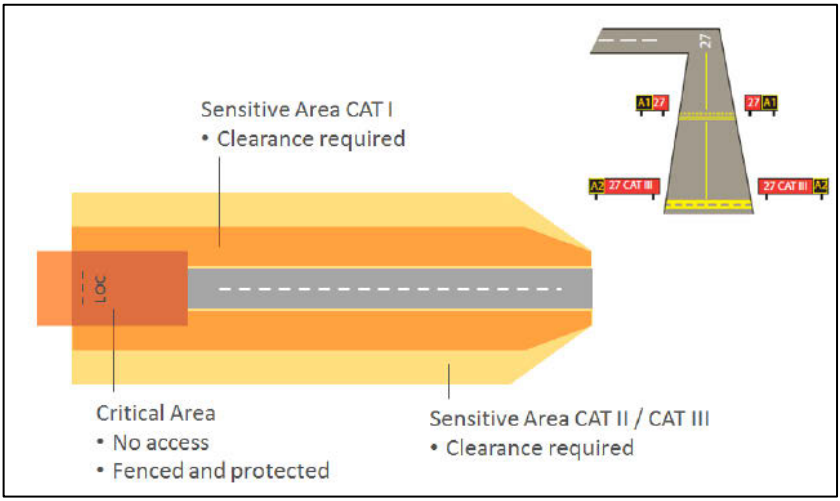


Abbildung 2-16: Schutzbereiche Instrumentenlandesystem [eigene Darstellung]

Diese Einschränkungen ergeben sich, bei einem luftgestützten System auf Basis von GNSS und SBAS/GBAS nicht, da das Flugführungssignal durch Abschattungen anderer LFZ nicht gestört werden kann [55]. Bisher ist jedoch keines der Systeme (SBAS-LPV, GBAS) für CAT II/III Anflüge zugelassen.

2.3.2.8 MLS

Das *Microwave Landing System* (MLS) wurde in den 1980er Jahren als weiteres Präzisionsanflugsystem operationell eingeführt. Dabei war es als Nachfolgesystem und Ersatz des bereits bestehenden ILS gedacht. Ein großer Vorteil gegenüber dem ILS ist, die freie Wahl des Anflugkurses und der Gleitebene, wodurch theoretisch auch gekrümmte Anflüge möglich sind. Auch ist die Leistungsfähigkeit und Störunempfindlichkeit bei *Low Visbility Operations* verbessert.

Die parallel aufkommende Möglichkeit der Navigation auch im Bereich des Endanflugs mithilfe von GNSS verhinderte eine weiterführende Umsetzung des MLS-Konzeptes. Die einzige operativ genutzte Anlage an einem großen internationalen

Verkehrsflughafen befindet sich in London/Heathrow. Die aufwendige Umrüstung der bestehenden LFZ auf ein entsprechendes MLS-Empfangsgerät ist ein weiterer Grund, der zu einer Einstellung der jeweiligen Entwicklungs- und Umsetzungsprogramme führte.

Trotz der verbesserten Leistungsmerkmale gegenüber dem ILS und der CAT I/II/III Verwendbarkeit hat sich die Entwicklung bezüglich Anflugsysteme in Richtung der GNSS-basierten Anflüge bewegt. [69][125]

2.3.2.9 GLS

Das *Ground Based Augmentation System Landing System* (GLS) bietet eine horizontale und vertikale Flugführungskomponente, die den hohen *Signal-in-Space*-Anforderungen eines CAT I *Precision Approaches* genügt [103]. Ein GLS-Anflug verwendet ausschließlich GNSS, aufgewertet mithilfe von GBAS. Dabei wird ein durch eine Bodenstation erzeugtes Korrektursignal zusammen mit allen relevanten Informationen hinsichtlich des Anfluges (u. a. Anflug-Sollweg) an das LFZ via VHF übermittelt (vgl. Abschnitt 2.1.5). Der Pilot wählt den entsprechend zugeordneten Kanal des GLS-Anflugs und erhält durch die im LFZ installierte GBAS-Empfangseinheit entsprechend generierte Ablageinformationen zum Sollanflugweg, die in ihrer Sensitivität gleich dem eines ILS sind (*ILS-Look-Alike,* vgl. Abbildung 2-17).

GBAS wurde seit Mitte der 90er vorwiegend in den USA – unter dem Namen *Local Area Augmentation System* LAAS – im Auftrag der FAA entwickelt. Im Jahr 2006 wurde die erste Bodenstation zertifiziert und die erste erfolgreiche Landung im Linienbetrieb in Sydney durch eine Boeing 737-800NG der Quantas Airways durchgeführt [73]. In Deutschland sind bisher nur die Flughäfen Frankfurt, Bremen sowie Braunschweig (experimentell) mit einer GBAS-Bodenstation ausgerüstet, weltweit sind 14 Flughäfen für den täglichen Betrieb mit GBAS zertifiziert [70][118].

GBAS kann unterschiedliche Leistungsstufen hinsichtlich der GNSS-Anforderungen bezüglich *Accuracy, Integrity, Continuity and Availability* liefern. Diese werden in sogenannte *GBAS Approach Service Type* (GAST) unterschieden [118] :

- GAST-A, entspricht den Anforderungen für einen APV I Anflug
- GAST-B, entspricht den Anforderungen für einen APV II Anflug
- GAST-C, entspricht den Anforderungen für einen CAT I Anflug
- GAST-D, entspricht den Anforderungen für einen CAT III Anflug

Bisher ist GBAS für GLS CAT I-Anflüge (GAST-C) zertifiziert, eine Zertifizierung der GAST-D Leistungsstufe soll in den nächsten Jahren erfolgen [133].

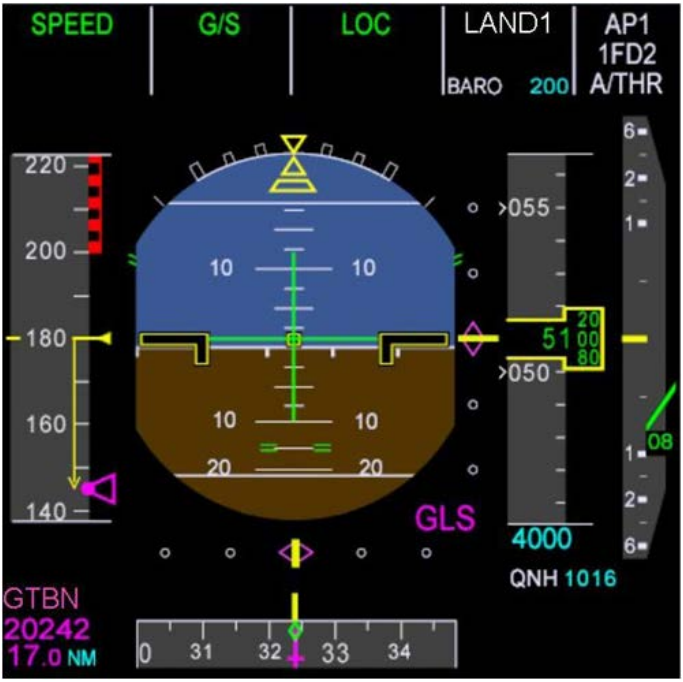


Abbildung 2-17: ILS-Look-Alike PFD während eines GLS-Anfluges [118]

Operativ bietet GBAS einige Vorteile gegenüber einem konventionellen ILS-Anflug. Eine GBAS Station ist in der Lage, bis zu 49 GLS-Anflugverfahren in einem Umkreis von 23 NM zu unterstützen. Bei der Verwendung von ILS müsste für jeden Anflug auf einer SLB ein komplettes System bestehend aus LLZ und GS installiert werden. Da das GBAS-System nicht durch Abschattungseffekte von Objekten (z. B. LFZ) beeinflusst wird, bestehen weiterhin keine Einschränkungen hinsichtlich Schutzbereiche bei Allwetterbetrieb. Folglich muss bei CAT II/III die Staffelung der an- und abfliegenden LFZ nicht erhöht werden und die Kapazität des Normalbetriebs bleibt somit erhalten [133].

Demgegenüber stehen die bodenseitig bisher noch geringe Verbreitung an GBAS-Stationen sowie die fehlende bordseitige Ausrüstung. Nur die LFZ der Typen Airbus A380, A350, Boeing 787 und 747-8 können derzeit ab Werk als zusätzliche Option mit GBAS-Empfängern ausgerüstet werden. Bei allen anderen LFZ muss eine entsprechend aufwendige Nachrüstung (*Retrofit*) erfolgen [55]. Abbildung 2-18 zeigt ein Schätzung der EUROCONTROL des möglichen Ausrüstungsgrades aller zivilen LFZ weltweit. Im Jahr 2014 waren weltweit ca. 21.600 zivile LFZ im Betrieb, von denen etwa zwei Prozent mit einer GBAS-Funktionalität ausgerüstet waren [27]. Für eine weitreichende operative Anwendung muss der Ausrüstungsgrad bord- und bodenseitig daher noch erheblich gesteigert werden.

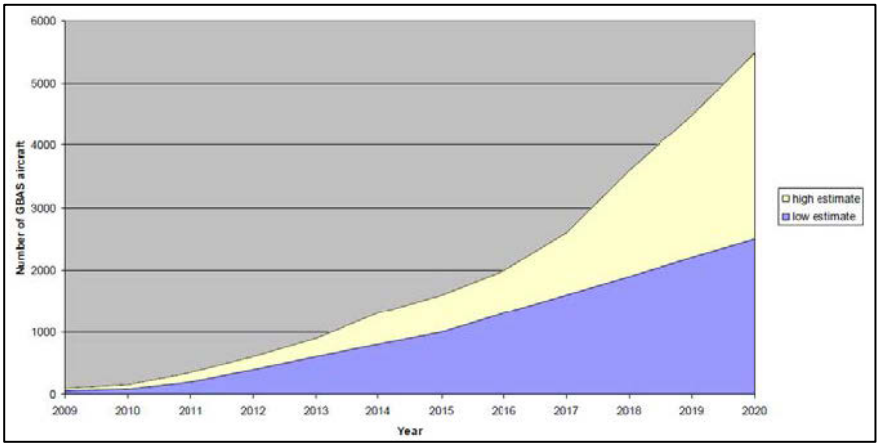


Abbildung 2-18: Luftfahrzeuge ausgerüstet mit GBAS-Funktionalität [55]

2.4 Infrastruktur des Flughafens

Zur sicheren Durchführung eines Instrumentenanfluges muss – neben den technischen Systemen bord- und bodenseitig – der Flughafen bestimmten Vorgaben hinsichtlich seiner Gestaltung entsprechen. Diese nationalen und supranationalen Regularien basieren auf den internationalen Standards des ICAO Annex 14 „*Aerodromes*“ [105]. Dazu zählen Freiflächen zur Gewährleistung der Hindernisfreiheit des an- und abfliegenden Luftverkehrs, eine exakt definierte und markierte Aufsetzzone auf der

SLB, Anflugbefeuerungssysteme, Pistenbefeuerungssysteme und visuelle Anflughilfen zur Kontrolle der Vertikaltrajektorie im Endanflug.

2.4.1 Hindernisfreiflächen am Flughafen

Zum Schutz der anfliegenden LFZ werden im Umkreis eines Flughafens exakt bemessene Bereiche (*Obstacle Free Zones*, OFZ) definiert, die frei von Objekten und Gebäude sein müssen. Die Größe und Zusammensetzung der OFZ richtet sich nach den verfügbaren Anflugarten des Flughafens. Ist dieser nur im Sichtflug anzufliegen, so sind die einzurichtenden Schutzzonen kleiner als bei Flughäfen die *Non-Precison-Approaches* oder *Precision-Approaches* anbieten. Dies ist durch die jeweiligen Wetterminima zu erklären, die in Abhängigkeit der Anflugart immer kleinere Werte annehmen (NPA → APV → PA). Bei einem PA sind die Wetterminima und somit die Möglichkeiten der visuellen Korrektur im Endanflug am niedrigsten und die entsprechenden OFZ folglich am größten.

Die Grenzen der OFZ werden durch die Hindernisfreiflächen (*Obstacle Clearance Surface*, OCS) begrenzt. Nach ICAO Annex 14 sind folgende OCS definiert [105]:

- Conical Surface
- Inner Horizontal Surface
- Approach Surface
- Inner Approach Surface
- Transitional Surface
- Inner Transitional Surface
- Balked Landing Surface

Abbildung 2-19 zeigt die geometrischen Ausdehnungen und Lage der jeweiligen Flächen. Die jeweiligen Flächen dürfen nicht durch feststehende Objekte von unten durchstoßen werden und bieten somit oberhalb entsprechende Hindernisfreiheit.

Bei einem APV und PA müssen zusätzlich die *Inner Approach*-, *Inner Transitional*- und *Balked Landing Surface* vorhanden sein. Diese dürfen auch von beweglichen Objekten – z. B. rollende LFZ – nicht durchstoßen werden. Dadurch wird auch bei niedrigen Anflugminima zusätzliche Hindernisfreiheit für APV oder PA kurz vor der Aufsetzzone gewährleistet[102][105]. Abbildung 2-20 zeigt diese Flächen in ihren Abmaßen im Detail.

Während des Endanflugs eines APV oder PA ist der *Inner Approach Surface* von besonderer Relevanz, da diese Fläche entsprechende Hindernisfreiheit im letzten

Abschnitt des Endanflugs kurz vor dem Aufsetzen gewährleistet (rote Markierung Abbildung 2-20). Die *Inner Approach Surface* ist Bestandteil der *Approach Surface* (vgl. Abbildung 2-19). Die Fläche beginnt 60 m vor der Landebahnschwelle und steigt mit zwei Prozent (ca. 1,15°) an. Dabei hat sie eine Breite von 120 m und eine Länge von 900 m. Auch bewegliche Objekte müssen unterhalb der *Inner Approach Surface* bleiben. Sollte sich das LFZ unterhalb der *Approach-* und *Inner Approach Surface* befinden, besteht die Gefahr einer Kollision mit einem möglichen Hindernis.

Im weiteren Verlauf der Arbeit wird zur Vereinfachung stets der Begriff der OFZ als Hindernisfreier Bereich verwendet, unabhängig ob es sich um den Bereich oberhalb der *Approach-* oder *Inner Approach Surface* handelt.

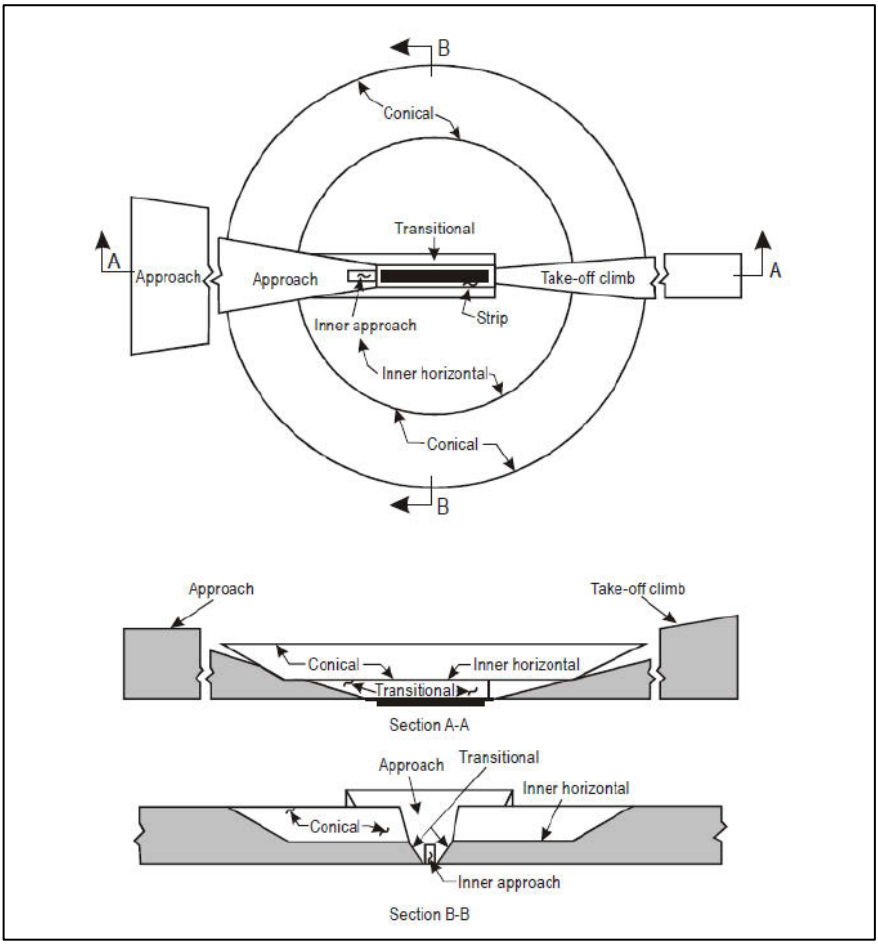


Abbildung 2-19: Hindernisfreiflächen am Flughafen [105]

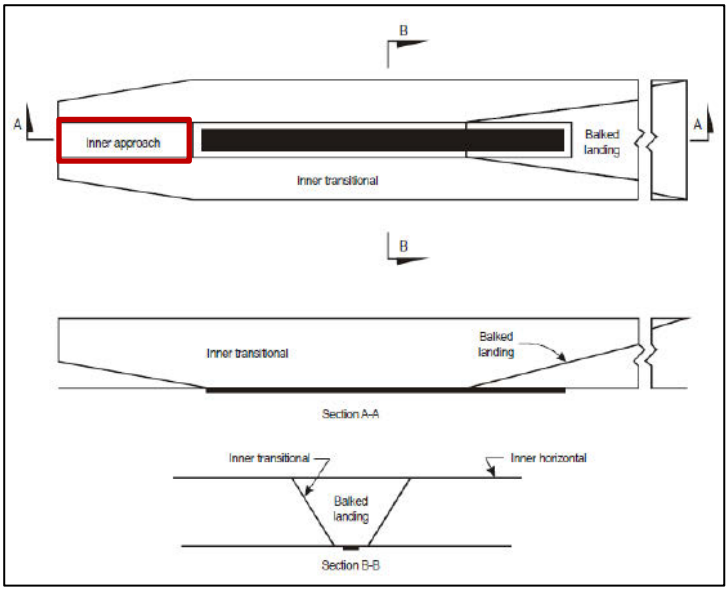


Abbildung 2-20: Hindernisfreiflächen eines APV und PA [104]

2.4.2 Aufsetzzone

Die Aufsetzzone (*Touchdown Zone*, TDZ) definiert den Bereich, auf dem das LFZ nach dem Abfangen und Ausschweben über der Bahn (*Flare*) aufsetzen sollte, um auf der verbleibenden Länge der Bahn sicher zum Stillstand zu kommen. Die TDZ beginnt 150 m nach der Schwelle und kann je nach Bahnlänge bis zu 750 m lang sein (Bahnlänge > 2.400 m) [105]. Sie wird durch paarweise aufgebrachte Streifen in Bahnrichtung markiert (vgl. Abbildung 2-21).

Als zusätzliche Hilfe für den Luftfahrzeugführer ist der sogenannte *Aiming Point* markiert. Er befindet sich in Abhängigkeit der verfügbaren Bahnlänge zwischen 150 m (Bahnlänge < 800 m) und 400 m (Bahnlänge > 2.400 m) hinter der Landebahnschwelle und bietet eine zusätzliche visuelle Hilfe, um das LFZ beim Aufsetzen innerhalb der Aufsetzzone zu positionieren. Sollte das LFZ erst hinter der markierten Aufsetzzone auf der Bahn aufsetzen, verbleiben nur noch eine bestimmte Länge für das sichere Abbremsen des LFZ. Gerade bei kontaminierter Bahn (z. B. Wasser, Eis und Schnee) kann diese verbliebene Reststrecke möglicherweise nicht mehr ausreichend sein. Die Markierungen der Aufsetzzone bieten eine einfache visuelle Entscheidungshilfe.

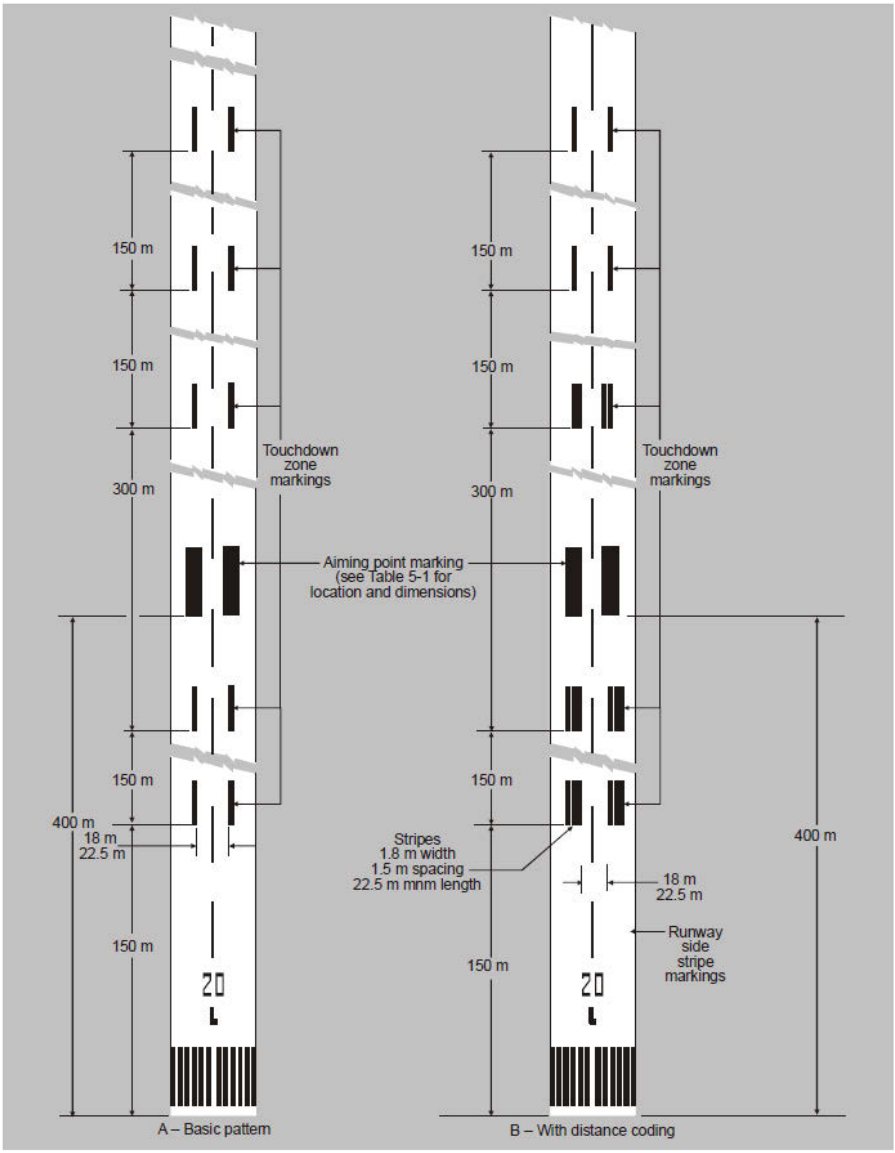


Abbildung 2-21: Aufsetzzonen Markierung einer SLB > 2.400 m [105]

2.4.3 Anflugbefeuerung

Die Anflugbefeuerung (*Approach Light System*, ALS) setzt sich aus verschiedene Befeuerungselemente zusammen, die in Verlängerung der Anfluggrundlinie vor der Landebahnschwelle positioniert sind. Neben dem ALS verfügt ein Flugplatz über Befeuerungsanlagen auf und direkt an der SLB, welche die Position und die Abgrenzung der SLB oder einzelner Abschnitte auf dieser anzeigen (Pistenbefeuerung).

Jegliche Befeuerung dient dem Luftfahrzeugführer zur Identifikation der SLB sowie die notwendige visuelle Referenz hinsichtlich der lateralen Ausrichtung des LFZ zur Anfluggrundlinie herzustellen und ein sicheres Aufsetzen innerhalb der Aufsetzzone zu ermöglichen. Vor allem bei Anflügen in Dunkelheit sind ein ALS und eine Pistenbefeuerung die einzige Möglichkeit für die Cockpitbesatzungen die SLB und ihre Ausrichtung zu lokalisieren. Bei Schlechtwetteranflügen ist gerade das ALS von Bedeutung, da dieses bei Erreichen des Anflugminimums vom Luftfahrzeugführer gesehen werden muss. Ist dies nicht der Fall, muss der Anflug abgebrochen und das Fehlanflugverfahren eingeleitet werden. Die Helligkeit aller ALS-Anlagen und SLB-Befeuerungen ist in fünf Stufen regulierbar, um den Cockpitbesatzungen eine komfortable Anzeige der Information bei jeder Wettersituation zu ermöglichen [48].

Bei der Zusammensetzung des ALS wird zwischen einer NPA Befeuerung, PA CAT I Befeuerung und PA CAT II/III Befeuerung unterschieden [105]. Von der NPA- hin zur PA CAT II/III Befeuerung nimmt die Komplexität und die Anzahl der Befeuerungselemente zu. Dies steht im Zusammenhang zu den jeweiligen Minima der entsprechenden Anflügen. Je niedriger die minimal zugelassenen RVR und *Ceiling*, desto aufwendiger ist das ALS, um eine optimale visuelle Führung hin zur Landebahnschwelle auch bei erschwerten Sichtbedingungen zu gewährleisten.

Folgende Elemente des ALS sind nach ICAO Annex 14 für die jeweiligen Kategorisierungen definiert [105]:

NPA

- Eine Feuerreihe (Abstand 60 m, reduzierbar auf 30 m) entlang Anfluggrundlinie über eine Distanz von nicht weniger als 420 m, gemessen von der Landebahnschwelle.
- Die Feuerreihe der Anfluggrundlinie besteht entweder aus einer weißen Einzellichtquelle oder einem weißen Kurzbalken (Barette – punktartige Lichtquellen mit 1,5 m Abstand) mit einer Breite von 3 m.

- Querbalken, welche die Feuerreihe orthogonal und mittig schneiden, 18 m oder 30 m breit, punktartige Lichtquellen mit jeweils 2,7 m Abstand, in einer Entfernung von 300 m vor der Landebahnschwelle.

PA CAT I

- Eine Feuerreihe (Abstand 30 m) entlang Anfluggrundlinie über eine Distanz von nicht weniger als 900 m, gemessen von der Landebahnschwelle.
- Die Feuerreihe der Anfluggrundlinie besteht entweder innerhalb der ersten 300 m vor der Landebahnschwelle aus einer weißen Einzellichtquelle, in den mittleren 300 m aus zwei weißen Einzellichtquellen und in den äußeren 300 m aus drei weißen Einzellichtquellen (Entfernungskodierung)
- oder
  einer Barrette von min. 4 m Breite, fünf weißen Richtstrahlfeuern und einem Rundstrahlfeuer, versehen mit einer Blitzautomatik (zweimal pro Sekunde), beginnend vom äußeren Licht in Richtung der Landebahnschwelle.
- Querbalken, welche die Feuerreihe orthogonal und mittig schneiden, 18 m oder 30 m breit, acht weiße Richtstrahlfeuer mit jeweils 1–4 m Abstand, in einer Entfernung von 300 m vor der Landebahnschwelle.
- Zusätzliche Querbalken in einer Entfernung von 150 m, 450 m, 600 m und 750 m, mit gleicher oder zur Landebahnschwelle hin abnehmender Breite
- Gegebenenfalls ein Schwellenkennfeuer (Blitzfeuer neben der Landebahnschwelle)

PA CAT II/III

Grundsätzlich identisch zur Anflugbefeuerung für PA CAT I, jedoch mit weiteren Feuerelementen:

- Seitenreihen-Kurzbalken zwischen dem ersten weißen Querbalken (300 m vor der Landebahnschwelle) der verlängerten Anfluggrundlinie, drei rote Richtstrahlfeuer, 3-4,5 m breit, Ansatz 9 m links und rechts neben Anfluggrundlinie
- Befeuerung der Anfluggrundlinie von mindestens 900 m mittels Barrette von min. 4 m Breite, fünf weißen Richtstrahlfeuern und einem Rundstrahlfeuer, versehen mit einer Blitzautomatik (zweimal pro Sekunde), beginnend vom äußeren Licht in Richtung der Landebahnschwelle.

- Innerhalb der ersten 300 m hinter Landebahnschwelle sind ebenso Einzelfeuer möglich
- Weiterer Querbalken 150 m vor der Landebahnschwelle, Verlängerung des Kurzbalkens um beidseitig je drei weiße Richtstrahlfeuer

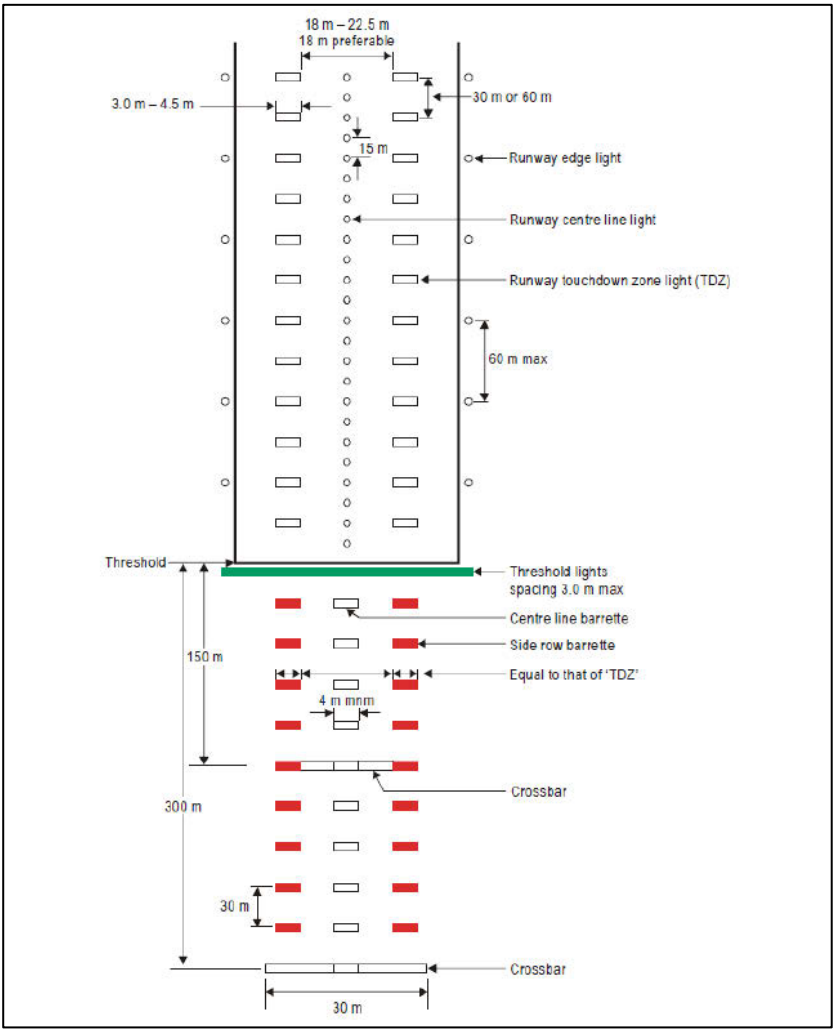


Abbildung 2-22: Elemente der Anflugbefeuerung der Kategorie PA CAT II/III [105]

Unterschiedliche Ausprägungen des ALS haben Auswirkungen auf die zugelassenen Minima des jeweiligen Anflugs – gleichbedeutend zu den Auswirkungen der verschiedenen Systeme, welche zur Flugführung zum Einsatz kommen (vgl. Abschnitt 2.3.2). Tabelle 2-5 und Tabelle 2-6 zeigen die verschiedenen Kategorisierungen der ALS und die daraus resultierenden minimal geforderten Sichtweiten.

Je weiter das System in seiner absoluten Länge ausgebaut ist, desto niedriger kann die geforderte RVR zugelassen und veröffentlicht werden. So ist z. B. nur bei einem voll ausgebauten ALS (*Full Approach Light System*, FALS) mit einer Länge von > 750 m in Verbindung mit einem ILS CAT I zertifizierten System eine RVR von 550 m möglich. Wäre ein kürzeres ALS oder kein ALS (IALS, BALS, NALS, vgl. Tabelle 2-5) zur Verfügung, könnte trotz der hohen Präzision der Flugführungskomponente durch das ILS (GS und LOC) keine RVR von 550 m zugelassen werden.

OPS Class of Facility	Length, configuration and intensity of approach lights
FALS (full approach light system)	ICAO: Precision approach CAT I Lighting System (HIALS 720 m ≥) distance coded centreline, Barrette centreline
IALS (intermediate approach light system)	ICAO: Simple approach lighting system (HIALS 420-719 m) single source, Barrette
BALS (basic approach light system)	Any other approach lighting System (HIALS, MIALS or ALS 210-419 m
NALS (no approach light system)	Any other approach lighting system (HIALS, MIALS or ALS < 210 m) or no approach lights

Tabelle 2-5: Verschiedene Arten des Approach Light Systeme [61][62]

DH or MDH			Class of Lighting Facility			
			FALS	IALS	BALS	NALS
			See paragraphs (d)5, (d)6 and (d)10 about RVR < 750 m			
Feet			Metres			
200	—	210	550	750	1 000	1 200

Tabelle 2-6: Auswirkungen verschiedener ALS auf die Mindestanforderungen der RVR [61][62]

Abbildung 2-23 zeigt zwei verschiedene FALS der Kategorie CAT II/III. Deutlich erkennbar ist die grüne Markierung der Landebahnschwelle sowie die *Red Side bars,* die auf den Beginn der SLB hinweisen sollen. Optional können zusätzliche Querelemente als Entfernungskodierung aufgestellt werden (rechtes Bild), um dem Luftfahrzeugführer als zusätzliche Referenz zur Bestimmung seiner Position in Relation zur Landebahnschwelle zu dienen. So existieren – basierend auf den grundsätzlichen Anforderungen des ICAO Annex 14 - verschiedene Ausführungen des ALS hinsichtlich Länge und Anzahl der Querelemente [139].

Abbildung 2-23: Verschiedene Anflugbefeuerungssysteme [Eigene Aufnahmen]

2.4.4 Visuelle Anflughilfen

Visuelle Anflughilfen dienen dem Luftfahrzeugführer während des Endanflugs dazu, seine dreidimensionale Trajektorie bezugnehmend auf die Aufsetzzone der Landebahn zu kontrollieren und gegebenenfalls zu korrigieren. Visuelle Anflughilfen können kurzzeitig genutzte Referenzpunkte zur Validierung der eigenen Position sein (reaktiv) oder aber als über einen Zeitraum von mehreren Sekunden bis Minuten genutzte Informationsquellen Verwendung finden (aktiv).

Reaktive visuelle Landehilfen dienen als kurzzeitige Referenz zur Verifizierung der eigenen Position. Der Luftfahrzeugführer kann bei Sichtkontakt und Identifizierung unmittelbare die gewünschte Information abrufen und für die weitere Flugführung verwenden. Ein Beispiel hierfür sind die Querbalken (*Crossbars*) des ALS. Diese sind je nach ALS-Typ in bestimmten Entfernungen bis zur Landebahnschwelle installiert. Beim Überfliegen kann der Luftfahrzeugführer seine Höhe mit der Entfernung zur SLB vergleichen und so seine vertikale Position hinsichtlich des korrekten Gleitweges

einschätzen. Der Luftfahrzeugführer muss hier auf einen kurzen Informationsinput reagieren - dementsprechend reaktiv – um seine Flugführung entsprechend anzupassen.

Aktive visuelle Landehilfen dienen zur Generierung eines konstanten Informationsflusses hinsichtlich der Relativposition des LFZ zur Landebahnschwelle. Bei einer aktiven visuellen Landehilfe besteht die Möglichkeit, die Korrektur der Flugführung konstant zu überwachen. Ein typisches Beispiel für eine über Minuten hinweg genutzte Landehilfe ist die Gleitweganzeige des *Precision Approach Path Indicators*, die Informationen über die vertikale Ablage zum Sollflugweg liefert. Aber auch das ALS selbst kann als aktive Landehilfe für den letzten Abschnitt des Anfluges zur Kontrolle der lateralen Position zum Sollflugweg verwendet werden.

Im Folgenden werden die beiden meist verwendeten aktiven visuellen Anflughilfen *Precision Approach Path Indicator* und *Visual Approach Slope Indicator* näher erläutert. Zusätzlich existieren noch das *Abbreviated Precision Approach Path Indicator* (APAPI), eine vereinfachte Form des PAPI, das *Pulsating* VASI sowie das T-VASI, das AT-VASI und das TRI-Colour-VASI [110]. Diese werden in dieser Arbeit auf Grund ihrer Seltenheit nicht näher behandelt.

2.4.4.1 Precision Approach Path Indicator

Die Präzisionsanfluganzeige (*Precison Approach Path Indicator*, PAPI) zählt zu den aktiven visuellen Anflughilfen. Sie verfügt über je eine Reihe von bis zu vier Lichtquellen, die in einer Linie beiderseits und orthogonal zur SLB installiert sind. Verfügt die SLB in Anflugrichtung über lediglich eine PAPI, so ist diese meist links neben der SLB aufgestellt [110]. Die Reihe der einzelnen Lichtquellen beginnt 15 m (+/-1 m) neben dem Rand der SLB. Der Abstand zueinander beträgt 9 m (+/-1 m) [47][110].

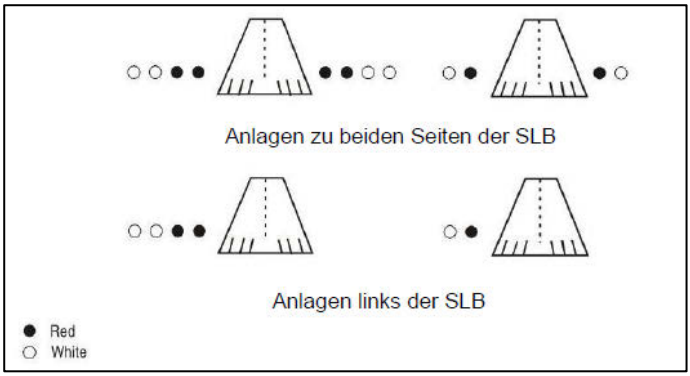


Abbildung 2-24: Positionierung des PAPI [eigene Anfertigung, basierend auf [110]]

Das PAPI ist hinsichtlich der Landebahnschwelle so positioniert, dass es dem Luftfahrzeugführer als visuelle Hilfe zum exakten Erfliegen des vertikalen Sollanflugweges dient. Basierend auf der *Pilot-Eye-Position* – bestimmt über den Winkel zwischen der Linie des vertikalen Sollanflugweges und der Sichtlinie zwischen Pilot und PAPI-Anlage – werden während des Endanflugs verschiedene Anzeigen über Farbkombination der einzelnen Leuchtquellen dargestellt. Die Rot- bzw. Weiß-Färbung des Lichtes erfolgt über verschiedene Filtereinstellungen der jeweiligen Lichtquelle.

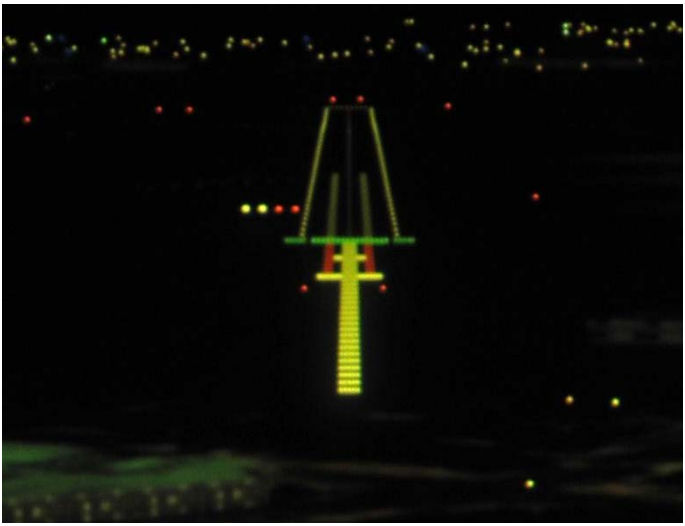


Abbildung 2-25: Precision Approach Path Indicator bei Nacht [eigene Aufnahme]

Folgende Anzeigen während eines Anflugs mit einem Gleitwinkel von 3,0° können dargestellt werden (vgl. Abbildung 2-26):

- Bei einer Pilot-Eye-Position von kleiner -0,5° bezüglich des Sollanflug erscheinen alle vier Lichtquellen rot
- Bei einer Pilot-Eye-Position im Bereich von -0,16° bis -0,5° bezüglich des Sollanflug erscheinen die drei linken Lichtquellen in Weiß und die rechte in Rot.
- Bei einer Pilot-Eye-Position zwischen +/-0,16° bezüglich des Sollanflug erscheinen die beiden linken Lichtquellen weiß, die beiden rechten rot
- Bei einer Pilot-Eye-Position von +0,16° bis +0,5° bezüglich des Sollanflugweg erscheinen die drei rechten Lichtquellen in Rot, die linke in Weiß
- Bei einer Pilot-Eye-Position von weniger als +0,5° bezüglich des Sollanflugwegs erscheinen alle vier Lichtquellen rot

Der Luftfahrzeugführer erhält mithilfe der verschiedenen Anzeigemöglichkeiten des PAPI eine permanente, aktive Information bezüglich seiner Relativposition zum vertikalen Sollanflugweg. Ähnlich der Funktionsweise des LOC und GS wird die Sensibilität der Anzeige höher, je näher sich das LFZ zur Landebahnschwelle befindet.

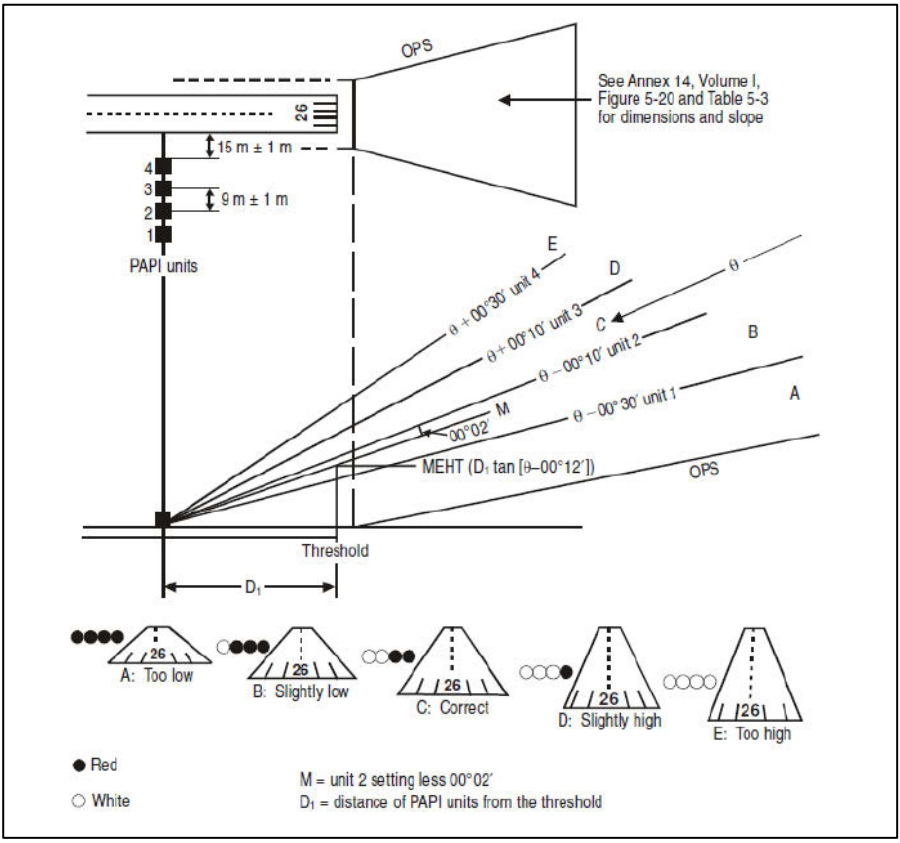


Abbildung 2-26: Winkelbereiche und Anzeigen des PAPI [110]

Auf Grund verschiedener Luftfahrzeugtypen – insbesondere der Positionierung des Cockpits – können unterschiedliche *Pilot-Eye-Positions* bezüglich des vertikalen Sollanflugwegs resultieren. Bei einem ILS-Anflug folgt das LFZ mit der im bzw. unterhalb des LFZ- Bug montierten GS-Antenne dem Funksignal des GS (*ILS-Beam*), das den vertikalen Sollanflugweg darstellt.

Liegt das Cockpit konstruktionsbedingt sehr weit über der Antenne – z. B. bei einer Boeing 747 – resultiert eine große *Eye-to-Antenna-Height* (vgl. Abbildung 2-27). Bei

einem kleinen LFZ ist diese Wert vergleichsweise niedriger. Dieser Effekt wird noch zusätzlich durch unterschiedlich hohe Anstellwinkel im Endanflug verstärkt, die sich auf die Höhe des *ILS-beam to Wheel-Height* und daraus resultierend auf die *Eye-to-Wheel-Height* auswirken. So können bei verschiedenen Luftfahrzeugtypen, trotz idealer Position auf dem Sollanflugweg bei geringer Entfernung zur Landebahnschwelle unterschiedliche Anzeigen des PAPI resultieren. Die beiden Extrema hinsichtlich *Eye-to-Antenna-Height* / *Eye-to-Wheelheight* sind die Boeing 747-8 (21,0 ft / 42,2 ft) mit einem sehr hohen Cockpit und die Boeing 737-800 (0,9 ft / 18,0 ft) mit einem sehr niedrigen Anstellwinkel im Endanflug eines Anflugwinkels von 3°. [3][24]

Ist das PAPI auf eine sich auf dem ILS befindlichen B747-8 ideal ausgerichtet, zeigt es zwei weiße und zwei rote Lichtsignale. Bei der gleichen Position im Endanflug zeigt das PAPI bei einer sehr geringen Entfernung zur Landebahnschwelle für eine Boeing 737-800 drei rote und ein weißes Lichtsignal oder auch vier rote Lichtsignale.

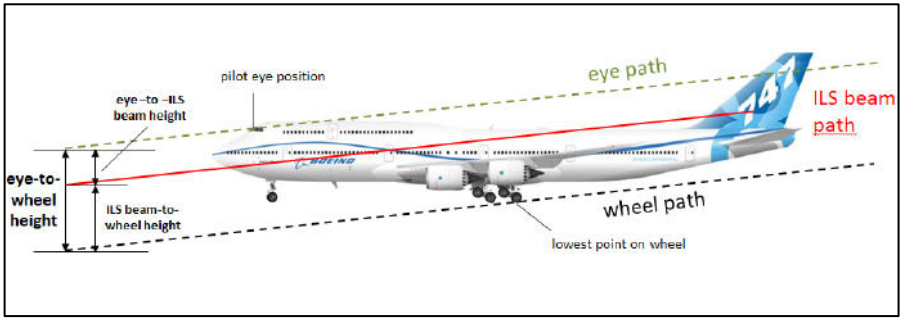


Abbildung 2-27: Zusammenhang Eye-, ILS beam, Wheel-Path [eigene Darstellung]

Als Referenz zur Positionierung des PAPI gilt die nach ICAO Annex 14 geforderte *Wheel Clearance* über der Landebahnschwelle für visuelle Anflughilfen, die abhängig von der *Eye-to-Wheel-Height* des jeweiligen Luftfahrzeugtyps ist (vgl. Abbildung 2-26). ICAO Doc 9157 gibt hierzu Auskunft über die *Eye-to-Wheel-Height,* der derzeit hauptsächlich im Einsatz befindlichen zivilen Luftfahrzeugtypen in Abhängigkeit der Anfluggeschwindigkeit und des daraus resultierenden Anstellwinkels des LFZ.

Dazu muss die Darstellung des PAPI mit dem Sollanflugweg der vertikalen Flugführungskomponente des zur Verfügung stehenden Instrumentenanfluges harmonisiert werden[137]. Bei einem ILS ist diese durch die *ILS Reference Datum Height over*

Threshhold festgelegt, die 15 m bzw. 50 ft (3 m / 10 ft) über der Landebahnschwelle beträgt [103]. Auch hier gibt das ICAO Doc 9157 Auskunft über die verschiedenen Werte der Entfernung *Eye-to-Antenna-Height* in Abhängigkeit des jeweiligen Luftfahrzeugtyps [110].

Die Positionierung des PAPI ist somit immer ein Kompromiss zwischen der Harmonisierung mit dem vertikalen Sollanflugweg und der minimalen *Wheel Clearance*, die in Abhängigkeit der unterschiedlichen am Flughafen eingesetzten Luftfahrzeugtypen individuell gewählt werden muss. Ab einer Höhe von ca. 200 ft AGL wird folglich bei vielen Luftfahrzeuggesellschaften von der Verwendung des PAPI abgeraten, da je nach Luftfahrzeugtyp eine irreführende Anzeige möglich ist [2][35][66].

Eye-to-wheel height of aeroplane in the approach configuration[a]	Desired wheel clearance (metres)[b,c]	Minimum wheel clearance (metres)[d]
(1)	(2)	(3)
up to but not including 3 m	6	3[e]
3 m up to but not including 5 m	9	4
5 m up to but not including 8 m	9	5
8 m up to but not including 14 m	9	6

Tabelle 2-7: Wheelclearance über der Landebahnschwelle für visuelle Anflughilfen [105]

Technisch werden die Lichtquellen des PAPI durch jeweils eine Lampe in einem Gehäuse und nachgelagert, eingebaute Filter und Linsen realisiert. Die Lampe (1) strahlt durch am Gehäuse (2) angebrachte Filter (3) und wird in Abhängigkeit vom Blickwinkel in unterschiedlichen Farben wahrgenommen. Bei einem flachen Winkel zwischen Sichtlinie und Bodenniveau erscheint das Licht in rot. Durch die Linse (4) am Ende des Lampengehäuses werden die beiden Lichtbereiche gespiegelt, so dass der obere Winkelbereich weiß und der untere Winkelbereich rot erscheint. Das Gehäuse ist über zwei Standfüße (5) fest mit dem Fundament verbunden. Einer der beiden Standfüße ist höhenverstellbar ausgeführt, so dass die Grenze der beiden Farbbereiche entsprechend der Vorgaben seitens der PAPI-Positionierung und Harmonisierung ausgerichtet werden kann. [105][110]

2.4.4.2 Visual Approach Slope Indicator

Die Gleitweganzeige (*Visual Approach Slope Indicator*, VASI) arbeitet ähnlich dem PAPI über blickwinkelabhängige Lampensysteme, die dem Luftfahrzeugführer Auskunft über die Relativposition bezüglich des vertikalen Sollanflugwegs geben.

Das Standard-VASI besteht aus vier Lichtquellen, die zu einer nahen und einer weiten Lampeneinheit zusammengefasst sind. Simultan zum PAPI ist das System auf den vertikalen Sollanflugweg der SLB ausgerichtet [110]. In Abhängigkeit der *Pilot-Eye-Position* des Luftfahrzeugführers sind die in Abbildung 2-28 dargestellten Anzeigen möglich. Erscheinen die Lampensystem alle rot, befindet sich das LFZ unterhalb des Sollanflugwegs. Sind die Lampensysteme alle weiß, befindet sich das LFZ oberhalb des Sollanflugwegs. Bei einer gemischten weiß-rot Anzeige befindet sich das LFZ auf dem Sollanflugweg.

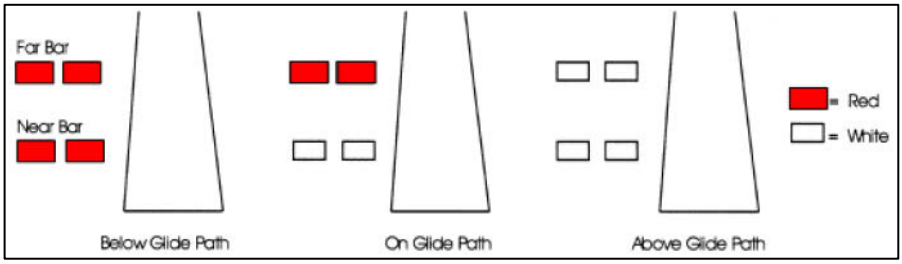


Abbildung 2-28: Anzeigemöglichkeiten eines VASI [65]

Im Gegensatz zum PAPI steht nur jeweils eine vertikale Anzeige für eine Abweichung zum Sollanflugweg zur Verfügung – beim PAPI sind es jeweils zwei Anzeigemöglichkeiten (vgl. Abschnitt 2.4.4.1). Zusätzliche Lichtquellen können noch in Richtung der SLB installiert werden, um eine empfindlichere Anzeige zu ermöglichen (T-VASI oder AT-VASI). Jedoch ist das PAPI gegenüber dem VASI und dessen verschiedenen Derivaten hinsichtlich der Anzeigepräzision der vertikalen Ablage im Vorteil und ermöglicht ein verbessertes Situationsbewusstseins des Luftfahrzeugführers [65].

Die Positionierung der Lichtquellen erfolgt – analog zum PAPI – anhand des vertikalen Sollanflugwegs der SLB. Auch beim VASI ist die Positionierung hinsichtlich der Harmonisierung mit der vertikalen Flugführungskomponente des Anflugsystems (z. B. GS des ILS) und der geforderten minimalen *Wheel Clearance* ein Kompromiss. Ana-

log kann es auch beim VASI durch die unterschiedlichen Werte der *Eye-to-Antenna-Height* und *Eye-to-Wheel-Height* verschiedener Luftfahrzeugtypen in kurzer Entfernung zur Landebahnschwelle zu irreführenden Anzeigen kommen (vgl. Abschnitt 2.4.4.1).

Als Lichtquellen für das VASI kommen ähnlich dem PAPI Lampensysteme mit Filtern und Linsen zum Einsatz, die in Abhängigkeit des Betrachtungswinkels weiß oder rot erscheinen. Das VASI hat am Tag bei idealen Wetterbedingungen eine nutzbare Reichweite von 3 bis 5 NM und bei Nacht von bis zu 20 NM [65].

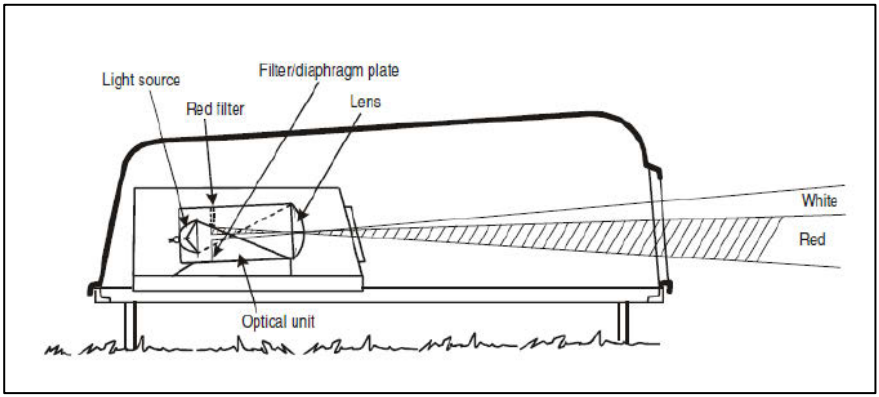


Abbildung 2-29: Aufbau der Lichtquelle eines VASI [110]

2.5 Operative Flugführung

Die Durchführung eines Flugereignisses erfolgt bordseitig durch die Cockpitbesatzung (*Crew*). Diese setzt sich in der Regel aus einem Ersten Offizier (*First Officer*, FO) und dem verantwortlichen Luftfahrzeugführer (*Pilot in Command*, PIC – auch Kapitän, *Captain*, CPT) zusammen, der die Verantwortung für das gesamte LZ trägt und dem *First Officer* weisungsbefugt ist. Wenige LFZ benötigen heute noch weitere Besatzungsmitglieder wie einen Bordingenieur, Navigator und Funker. Durch den hohen Automatisierungsgrad der verschiedenen technischen Systeme hat sich das 5-Mann Cockpit hin zum aktuellen 2-Mann Cockpit entwickelt. [124]

Neben der Einteilung der Cockpitbesatzung hinsichtlich ihrer autoritären Stellung erfolgt die Rolleneinteilung in den *Pilot-Flying* (PF) und *Pilot-Non-Flying* (PNF). Für

jedes Flugereignis wird diese Aufteilung neu gewählt, die dem *Multi-Crew-Cooperation-Concept* (MCC) folgend dem PF und PNF jeweils spezifische Aufgaben während der Durchführung des Flugereignisses zuordnet. Das MCC – als Teil des *Crew Resource Managaments* (CRM) – wurde entwickelt, um die vorhandenen Fähigkeiten und Kapazitäten der Cockpitbesatzung besser zu nutzen, Synergien zu schaffen und eindeutige Zuordnungen bestimmter Aufgabenbereiche festzulegen [124]. Das MCC ist nach EASA Part-FCL „*Flight Crew Licensing*“ gesetzlich vorgeschriebener Bestandteil der Ausbildung zum Verkehrspiloten [60].

Der PF ist verantwortlich für das direkte Führen des LFZ – manuell oder mithilfe des *Auto-Flight-System*, und der PNF ist verantwortlich für die Unterstützung des PF (u. a. Flugfunk, Bereitstellen von entsprechendem Kartenmaterial sowie Auswählen und Einstellen der Navigationsinstrumente).

Während der Durchführung des Flugereignisses folgen beide Besatzungsmitglieder festgeschriebenen Handlungsabläufen (*Standard Operating Procedures*, SOP), die vom Luftfahrzeughersteller für jedes LFZ individuell entwickelt werden. Während jeder Flugphase geben diese für PF und PNF spezifisch Handlungen vor, welche der Reihenfolge entsprechend umgesetzt werden müssen, um einen sicheren Betrieb des LFZ zu gewährleisten.

2.5.1 Operationaler Ablauf beim Endanflug

Während des Endanflugs sind die Aufgaben in den SOP entsprechend klar verteilt. Der PF ist verantwortlich für die allgemeine Kontrolle des LFZ und das Einhalten des Instrumentenanflugverfahrens. Dies erfolgt durch manuelle Flugsteuerung mithilfe der Steuerelemente (*Yoke* bzw. *Sidestick* / Schubhebel) oder durch die Verwendung des Auto-Flight-System. Mithilfe der Instrumente (PFD, ND) überwacht er die allgemeine Fluglage, Fluggeschwindigkeit, Höhe, Sinkrate, Windsituation und die Abweichung zum lateralen und vertikalen Sollanflugweg. Seine Blickrichtung ist während des Endanflugs daher bevorzugt als „*head-down*“ zu charakterisieren.

Der PNF führt die Kommunikation mit der Flugsicherung durch, wählt die entsprechen-den Systeme für den Anflug aus – z. B. durch das Setzen der entsprechenden Frequenz zum Empfang des GS- und LOC-Signals eines ILS und unterstützt den PF durch Hinweise über den weiteren Verlauf des Anflugs. Außerdem führt er Anweisungen des PF aus, wie das Ausfahren der Hochauftriebshilfen sowie des Fahrwerks.

Bei einem Instrumentenanflug wird der Endanflugkurs bei ausreichender Entfernung zur Landebahnschwelle (in der Regel 6–12 NM) erflogen und das LFZ entsprechend ausgerichtet. Beim FAF beginnt der finale Sinkflug und damit einhergehend das weitere Reduzieren der Fluggeschwindigkeit (vgl. Abschnitt 2.2) auf die ideale Anfluggeschwindigkeit (V_{Appr}[9]) auf Basis der aktuellen LFZ-Masse und Wetterinformationen. Spätestens bei 1.000 ft AGL[10] sollte sich das LFZ in vollständiger Landekonfiguration befinden und V_{Appr} erreicht haben [10][35][66].

Ab diesem Zeitpunkt ist der PNF ausschließlich für die Beobachtung der Systeme hinsichtlich einwandfreier Funktionalität verantwortlich. Außerdem beobachtet er den Luftraum durch die Cockpitscheibe, um in Abhängigkeit der aktuellen Wettersituation visuelle Erkennungsmerkmale des Flughafens zu identifizieren (u. a. ALS, SLB-Befeuerungselemente). Bei Erkennen meldet er dies unverzüglich dem PF, der so eine zusätzliche Information zum Abgleich der Anflug-Trajektorie erhält (*Head-up*). Die primäre Kontrolle von Abweichungen zum Sollanflugweg erfolgt jedoch weiterhin über die Instrumente (*Head-down*).

100 ft vor Erreichen des in Abhängigkeit des Anflugs gewählten Minimums (MDA bzw. DA/DH) erfolgt der *Call-Out* „*100 ft above*“ durch den PNF. Dieser soll den PF auf die bevorstehende Situation des Erreichens der Entscheidungshöhe sensibilisieren. Bei Erreichen des Minimums (MDA oder DA) erfolgt der *Call-Out* „*Minimum*“ durch den PNF. Dieser hat sprachlich so zu erfolgen, dass exakt bei Beendigung des *Call-Out* die festgelegte MDA bzw. DA/DH passiert wird. Der PF muss nun bei Erreichen des Minimums anhand exakt definierter visueller Referenzen die Entscheidung zur Fortsetzung des Anflugs treffen (*Head-up*) oder unverzüglich den Fehlanflug einleiten.

Sind die Wetterverhältnisse bezüglich Sichtweite und Wolkenuntergrenze im Bereich der CAT I/II Minima – bei einer DA/DH von 200 ft / 100 ft AGL, erfolgt die Flugführung weiterhin über die vorhandenen Anzeigen (*Head-down*). Erst kurz vor dem Abfangen, Ausschweben und Aufsetzen auf der SLB erfolgt innerhalb der visuellen *Transition-Phase* (ca. 50 ft AGL) der Übergang zur Kontrolle des LFZ durch visuelle Referenz durch die Cockpitscheibe. [35][36][75][124]

[9] VAppr: Velocity Approach
[10] AGL: Above Ground Level, Höhe über Grund

2.5.2 Visuelle Entscheidungsmerkmale

Um den Anflug nach Erreichen der Entscheidungshöhe weiterführen zu dürfen, muss der PF bestimmte visuelle Bestandteile der Befeuerungselemente des Flughafens eindeutig identifizieren können. „EC No 965/2012 – Air Operations“ und das ergänzende Dokument „AMC & GM to Part-CAT – Commercial Air Transport Operations“ geben hierzu in Abhängigkeit der Art des Anflugs folgende Vorgaben [56][62]:

NPA, APV, PA CAT I

- Elemente des ALS
- Landebahnschwelle (Befeuerung, Markierung)
- VASI oder PAPI
- Aufsetzzone (Befeuerung, Markierung)
- SLB-Randbefeuerung

PA CAT II

Drei aufeinander folgende Elemente des:

- ALS
- Aufsetzzonenbefeuerung
- SLB-Befeuerung

In der Regel werden im Anflug zuerst die Befeuerungselemente des ALS sichtbar. Bei einem NPA, APV oder PA CAT I reicht hier schon ein einzelnes Befeuerungselement aus, um den Anflug fortführen zu können. Die Flugführung erfolgt in diesem Fall vorerst weiterhin über die Anzeigen (vgl. Abschnitt 2.5.1).

3 Vertikale Fehler im Endanflug

Vertikale Abweichungen vom Sollanflugweg stellen während eines Instrumentenanflugs eine besondere Gefahr in der Luftfahrt dar. Bei Instrumentenflugbedingungen navigiert der Luftfahrzeugführer ausschließlich mithilfe seiner Anzeigen auf Basis der Flugführungskomponenten (lateral/vertikal) entsprechender technischer Systeme (vgl. Abschnitt 2.1). Sind die Flugführungskomponenten unzureichend genau, so hat er auf Grund fehlender Außensicht in Instrumentenflugbedingungen keine Möglichkeit, den Fehler zu erkennen.

Der kontrollierte Flug ins Gelände (*Controlled Flight Into Terrain,* CFIT) ist nach dem völligen Verlust der Kontrolle über das LFZ (*Loss of Control – in Flight,* LOC-I) die zweit häufigste Ursache für den Totalverlust eines LFZ [28]. Beim CFIT erfolgt ein Absturz ohne vorherige Anzeichen des Verlusts der Kontrolle über das LFZ, oftmals hervorgerufen durch fehlerhafte Navigation in IMC und fehlendes Situationsbewusstsein hinsichtlich der Relativposition zum Boden.

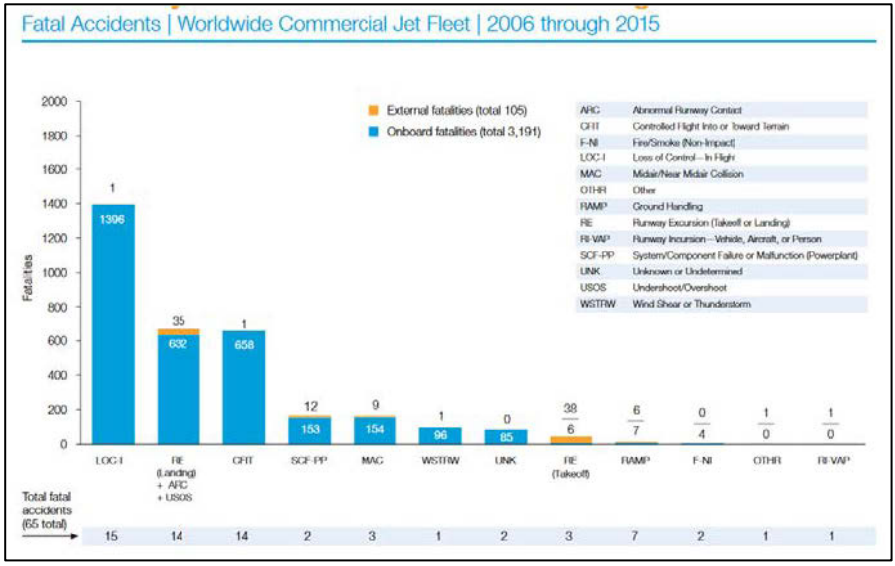


Abbildung 3-1: Ursachen für Totalverluste von Luftfahrzeugen von 2005-2015 [28]

Im Dezember 1995 kollidierte eine Boeing 757 der American Airline auf Grund der falschen Auswahl eines Funkfeuers mit einem Berg in den Anden. Während des Anflugs auf den Flughafen Cali/Kolumbiern wählte die Cockpitbesatzung das Funkfeuer „ROMEO“ statt dem sich auf der Strecke befindlichen „ROZO“ (vgl. Abbildung 3-2). Das fehlende Situationsbewusstsein hinsichtlich der tatsächlichen Position des LFZ, schlechtes Wetter und fehlende Radarabdeckung der verantwortlichen Flugsicherung waren die Hauptursache des Absturzes [74].

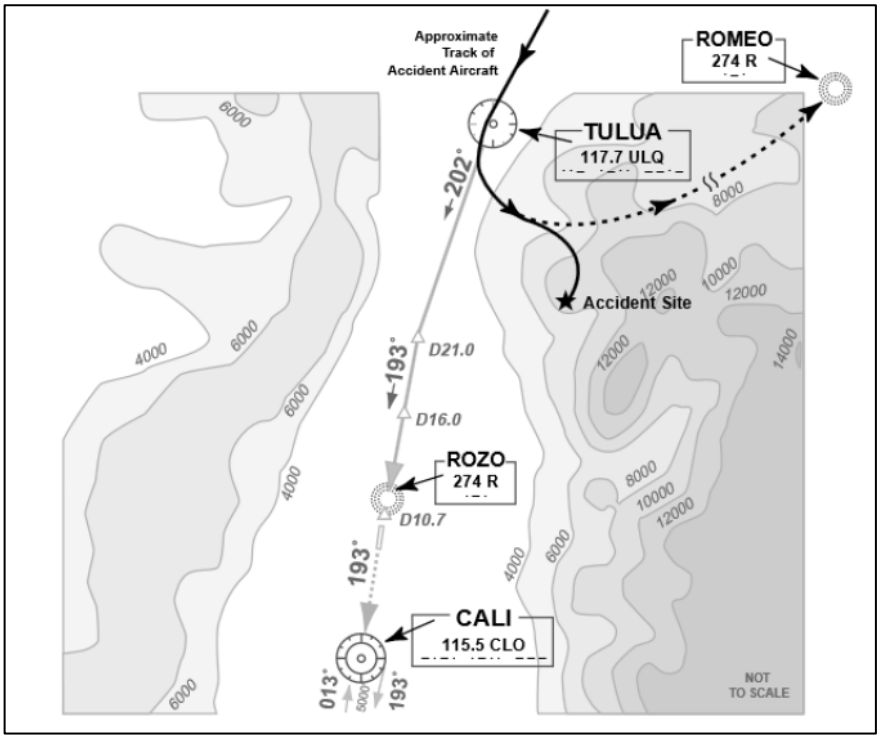


Abbildung 3-2: Geplanter und tatsächlicher Flugweg der AA965 [74]

Stellt ein lateraler Fehler der Navigation erst bei entsprechender Geländesituation eine Gefahr dar, so kann ein vertikaler Fehler im Anflug sofort ein großes Risiko für den weiteren Flugverlauf bedeuten. Diverse Flugunfälle der jüngeren Vergangenheit

belegen diese Annahme[11]. Eine Unterschreitung des vertikalen Sollanflugweges hat ein Verlassen des Verfahrensschutzraume und die sofortige Gefahr einer möglichen Kollision mit einem Hindernis zur Folge – insbesondere bei schwierigen Wetterbedingungen [108].

Im folgenden Kapitel werden zuerst die verschiedenen Verfahrensschutzräume in Abhängigkeit der Leistung des verwendeten Navigationssystems und der entsprechenden Flugphase erläutert. Danach werden die möglichen Einflussfaktoren vorgestellt, die vertikale Fehler während eines Instrumentenanflugs hervorrufen können. Anschließend werden die technischen Anforderungen und Regularien bezüglich der vertikalen Flugführungskomponente verschiedener Anflugsysteme dargestellt. Basierend auf den aktuellen technischen Anforderungen der vertikalen Flugführungskomponenten wurden wissenschaftliche Versuchsreihen in Full-Flight-Simulatoren durchgeführt, um die menschliche Leistungsfähigkeit hinsichtlich des Erkennens solcher Fehler und deren Auswirkungen zu untersuchen. Nach der Darstellung der hier gewonnenen Erkenntnisse wird abschließend näher auf die grundlegenden Faktoren der visuellen Einschätzung der Vertikalposition beim Führen eines LFZ eingegangen.

3.1 Verfahrensschutzraum nach PANS-OPS

Der Verfahrensschutzraum nach ICAO PANS-OPS bietet dem Luftraum entsprechende Hindernisfreiheit (O*bstacle Clearance*) und wird entsprechend dem höchsten Hindernis, der jeweiligen Flugphase und der Leistung der verwendeten Navigationssysteme konstruiert. Je höher die Navigationsleistung und präziser die Bestimmung der Position des LFZ, umso kleiner können die Verfahrensschutzräume horizontal und vertikal gestaltet werden. Je nach Flugphase wird der Verfahrensschutzraum mittels unterschiedlicher Geometrien konstruiert, sodass dem LFZ innerhalb dessen Hindernisfreiheit gewährt wird. [108]

Der vertikale Abstand der minimal zugelassenen Flughöhe und dem höchsten Hindernis wird als *Minimum Obstacle Clearance* (MOC) bezeichnet (vgl. Abschnitt 2.3.1). Während des Reiseflug (*Enroute Phase*)und dem *Initial Approach* besteht der Verfahrensschutzraum aus der *Primary Area* und *Secondary Area.* Innerhalb der gesamten *Primary Area* muss die vorgeschriebene MOC von 1.000 ft gewährleistet sein, innerhalb der *Secondary Area* verringert sich die MOC nach außen hin, bis sie null beträgt

[11]U. a. Condor Flug 3782, 1988; Air Inter Flug 148, 1992, PIA Flug 268, 1992, Korean Air Flug 801, 1997, Crossair Flug 3597, 2001

(vgl. Abbildung 3-3). Je nach verwendetem Navigationssystem variiert die laterale Dimensionierung der *Primary* und *Secondary* Areas [109].

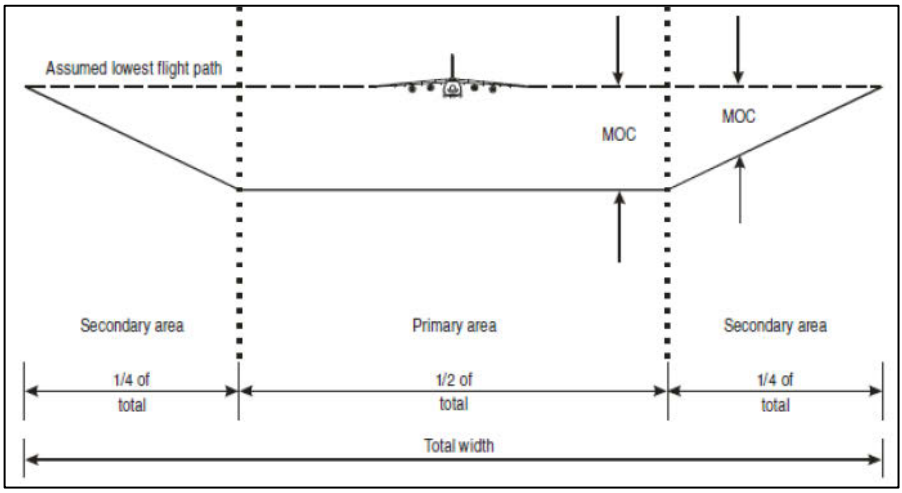


Abbildung 3-3: Primary und Secondary Area der Verfahrensschutzräume [108]

Mit zunehmender Anforderung an die Navigationsleistung und in Richtung des FAF verringern sich die laterale Ausdehnung der *Secondary* und *Primary Area* sowie die Höhe der MOC. Ab dem FAF gelten die in Abschnitt 2.3.1 und 2.4.1 vorgestellten Hindernisfreiflächen des Flughafens. Mit abnehmender Flughöhe während des Endanflugs reduziert sich ebenso die verfügbare MOC bis hin zur Landebahnschwelle kontinuierlich (vgl. graue Fläche in Abbildung 3-4). Je näher sich das LFZ in Richtung Landebahnschwelle bewegt, desto schneller führen vertikale Fehler der Flugführung dazu, den Verfahrensschutzraum zu verlassen.

Ist nur eine geringe Navigationsleistung ohne vertikale Flugführung gegeben – z. B. bei einem NPA VOR/DME, so muss bereits frühzeitig visueller Kontakt zum ALS bzw. SLB hergestellt werden. Mögliche horizontale oder vertikale Ablagen zum Sollanflugweg können so rechtzeitig korrigiert werden. Der gegebene Verfahrensschutzraum hat eine vergleichsweise große Hindernisfreihöhe (*Obstacle Clearance Altitude*, OCA), um mögliche vertikale Fehler abzusichern. Bei einem PA (z. B. ILS CAT I) ist die Navigationsleitung wesentlich höher, außerdem steht eine vertikale Flugführungs-

komponente zur Verfügung. Dementsprechend kann die DA/DH niedriger gewählt werden, die zur Verfügung stehende OCA bzw. OCH (*Obstacle Clearance Height*) ist jedoch geringer [108].

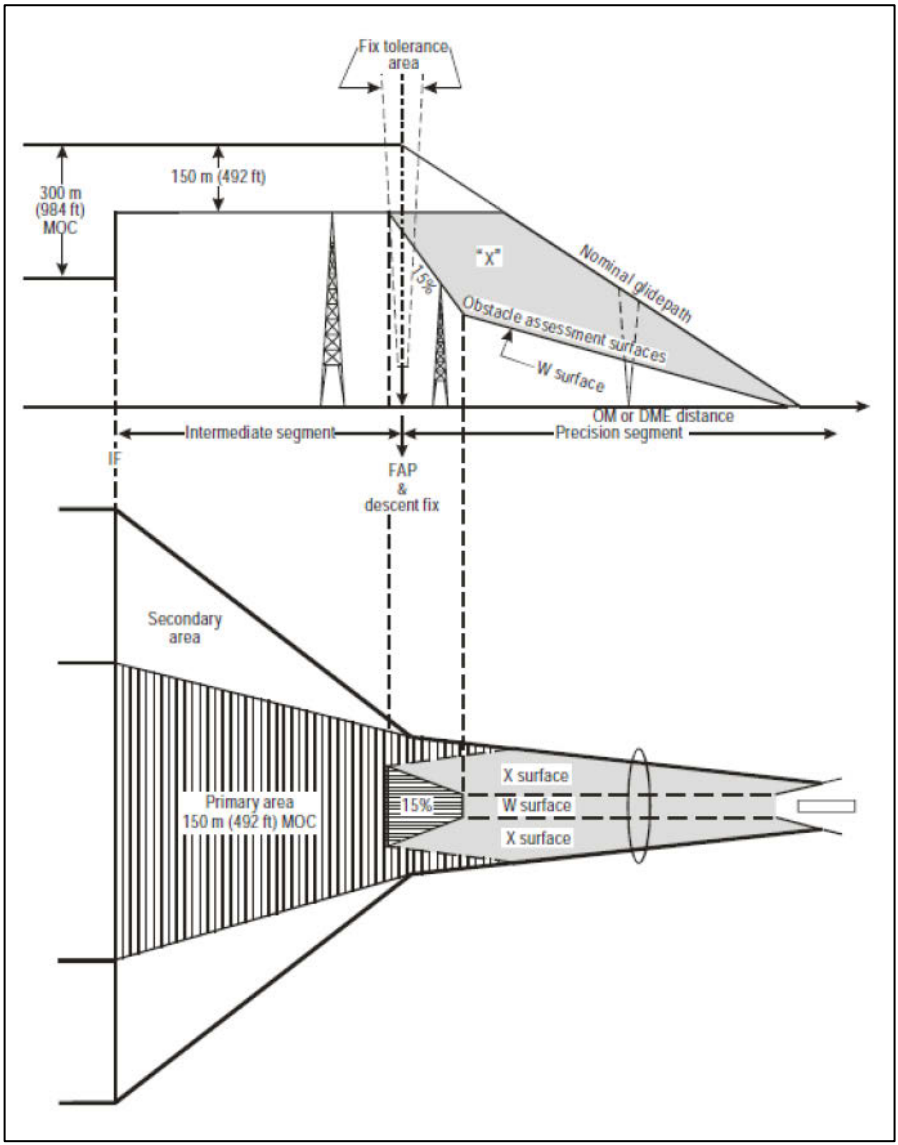


Abbildung 3-4: Verfahrensschutzräume und Hindernisfreiflächen im Endanflug [109]

3.2 Einflussfaktoren für Fehler der vertikalen Flugführungskomponente

Die vertikale Flugführung beim Instrumenten-Anflug ist für die sichere Durchführung des Endanflugs von hoher Bedeutung. Das LFZ bewegt sich mit abnehmender Höhe und abnehmender Hindernisfreiheit (MOC) in Richtung Landebahnschelle. Bei entsprechenden Sichtverhältnissen (IMC) kann sich die Cockpitbesatzung nur auf die laterale und vertikale Navigation mithilfe entsprechender technischer Hilfsmittel verlassen (vgl. Abschnitt 2.3.2).

Bei einem NPA steht keine vertikale Flugführungskomponente zur Verfügung. Das Einhalten des vertikalen Sollanflugwegs kann daher nur durch entsprechende Verfahren gewährleistet werden. Ablagen zum Sollanflugweg können nur mithilfe von Kontrollen der Entfernung zur Landebahnschwelle und entsprechend vorgegebenen Höhen (*Altitude-Distance-Check*) ermittelt werden. Alle NPA-Verfahren sollen mittlerweile nach dem *Continuous Descent Final Approach Profile* geflogen werden [61][62]. Dies schreibt einen Endanflug mit einer kontinuierlichen Sinkrate vor, um die Gefahr von vertikalen Fehlern und das Unterschreiten der OCA zu minimieren [32][61].

Steht dem Luftfahrzeugführer eine vertikale Flugführungskomponente bei einem APV oder PA zur Verfügung, gelten entsprechende Leistungsanforderungen an das jeweilige technische System. Je nach Technologie und Bereitstellung der vertikalen Navigation, können Fehler unterschiedliche Auswirkungen auf das vertikale Flugprofil haben.

Das auf analoger Funktechnologie basierende ILS und die dazugehörige GS-Komponente der vertikalen Flugführung kann auf Grund der technischen Auslegung nur winkelbasierte Fehler aufweisen. Diese basieren auf Interferenzen und Störungen des vom GS-Sender ausgestrahlten Funksignals. Die Auswirkung gemessen im absoluten Abstand zum vertikalen Sollanflugweg nehmen ab, je näher sich das LFZ in Richtung GS-Sender bewegt. [43]

Fehler der vertikalen Navigation bei sattelitengestützten Anflügen (SBAS, GBAS) oder bei Anflügen mithilfe der barometrischen Höhenmessung (Baro-VNAV) können über den gesamten Endanflug konstant in ihrer Größe sein (vgl. Abbildung 3-5).

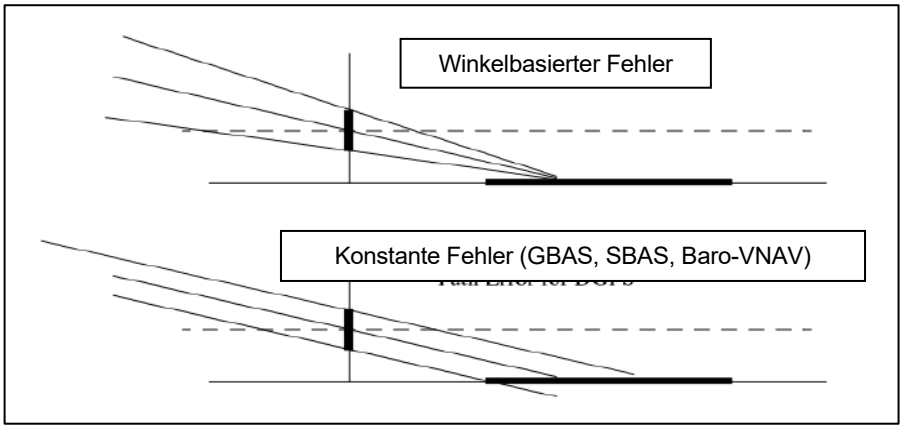


Abbildung 3-5: Vergleich winkelbasierter und konstanter Fehlern [eigene Darstellung]

3.2.1 Interferenzen elektromagnetischer Wellen

Das ILS-System basiert auf amplitudenmodulierten elektromagnetischen Wellen im VHF-Bereich (vgl. Abschnitt 2.3.2.7). Hieraus können Störungen durch direkte Abschattungen oder Reflexionen an topographischen Gegebenheiten oder Objekten im Sendebereich des GP oder LLZ entstehen. Das ILS-System reagiert sehr empfindlich auf entsprechende Störquellen, so dass die jeweiligen Schutzzonen für einen störungsfreien Betrieb unbedingt eingehalten werden müssen.

Ein sich durch den Abstrahlungsbereich des LLZ bewegendes LFZ – z. B. beim Überqueren der SLB – kann durch Abschattung erhebliche Störungen des Flugführungssignals hervorrufen, wodurch Veränderungen im Zehntel-Grad-Bereich die Folge sein können. Auf Grund der winkelbasierten Charakteristik des ILS-Signales nimmt die Auswirkung eines solchen Fehlers in Richtung der Landebahnschwelle jedoch immer weiter ab. [32]

Durch die klare Markierung und Abgrenzung der jeweiligen Schutzzonen können Störungen infolge beweglicher Objekte wirkungsvoll vermieden werden. Weiterhin wird die Leistungsfähigkeit der GS- und LLZ-Antenne permanent durch Monitor-Antennen (Nahfeldmonitore) überprüft, die in kurzer Entfernung vor den Antennen positioniert sind. Diese empfangen die ausgesandten Signale der Antennensysteme und schalten im Falle des Überschreitens der zugelassenen Grenzwerte das gesamte ILS-System ab. In den Anzeigen des Luftfahrzeugführers erscheint sofort eine Warn-

meldung (*Flag*), so dass der Fehlanflug, sofern kein visueller Kontakt zur SLB besteht – umgehend eingeleitet werden muss. [33]

3.2.2 Variationen von Temperatur und Luftdruck

Die vertikale Flugführungskomponente des APV Baro/VNAV Anflugs basiert auf dem barometrischen Höhenmesser (vgl. Abschnitt 2.3.2.4). Der barometrische Höhenmesser misst den mit zunehmender Höhe abnehmenden Umgebungsdruck. Basierend auf der barometrischen Höhenformel der internationalen Standardatmosphäre (ISA) zeigt der Höhenmesser die Höhe über dem eingestellten Referenzdruck an [107]. Überschlägig gilt, 1 hPa Druckunterschied entspricht ca. 30 ft Höhenunterschied [66].

Während des Endanflugs wird der Referenzdruck auf den aktuell am Flughafen vorherrschenden, auf MSL reduzierten, Luftdruck (QNH) eingestellt. Der Höhenmesser zeigt nun die aktuelle Höhe über MSL an [124]. Vertikale Fehler der barometrischen Höhenmessung können durch verschiedene Einflussfaktoren entstehen.

Bei einem falsch gewählten Referenzdruck zeigt der Höhenmesser eine fehlerhafte Höhe über MSL an (vgl. Abbildung 3-6). Dies kann in der fehlerhaften Übermittlung durch die Flugsicherung, falsche Messung am Flugplatz durch den lokalen Wetterdienst oder eine fehlerhafte Einstellung direkt am Höhenmesser begründet liegen. Durch das redundante Vorhandensein des Höhemessers im Cockpit und das gegenseitige Überprüfen beim Einstellen des aktuellen QNH ist eine Fehleinstellung seitens der Cockpitbesatzung allerdings sehr unwahrscheinlich. Auch eine fehlerhafte Übermittlung durch die Flugsicherung wird durch Zurücklesen jedes QNH-Wertes weitestgehend vermieden. [4]

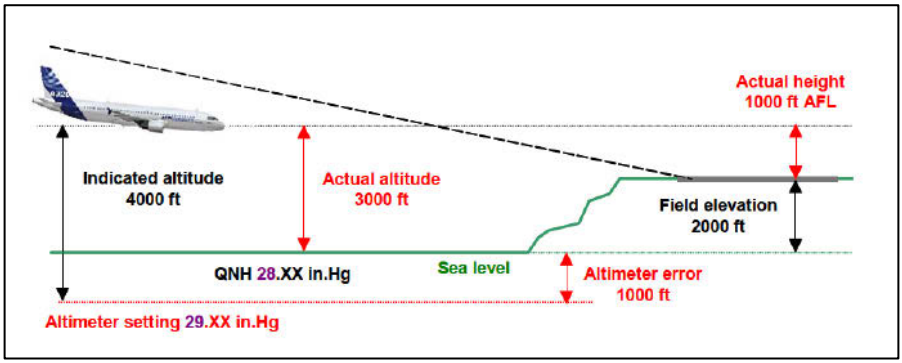


Abbildung 3-6: Auswirkung fehlerhafter Referenzdruckeinstellung des Höhenmessers [4]

Temperaturabweichungen zur internationalen Standardatmosphäre stellen eine weitere Möglichkeit der fehlerhaften Höhenanzeige dar. Nach ISA liegt die Temperator auf MSL bei 15 °C und sinkt mit zunehmender Höhe um 0,6 Kelvin pro 100 m bis zu einer Höhe von ca. 11.000 m [107]. Bei großen Abweichungen der entsprechenden Temperatur zur jeweiligen Höhe kommt es zu fehlerhaften Anzeigen der barometrischen Höhe. Liegt die Temperatur unterhalb des ISA-Wertes ist die angezeigte Höhe höher, liegt die Temperatur über dem ISA-Standard ist die angezeigte Höhe niedriger (vgl. Abbildung 3-7).

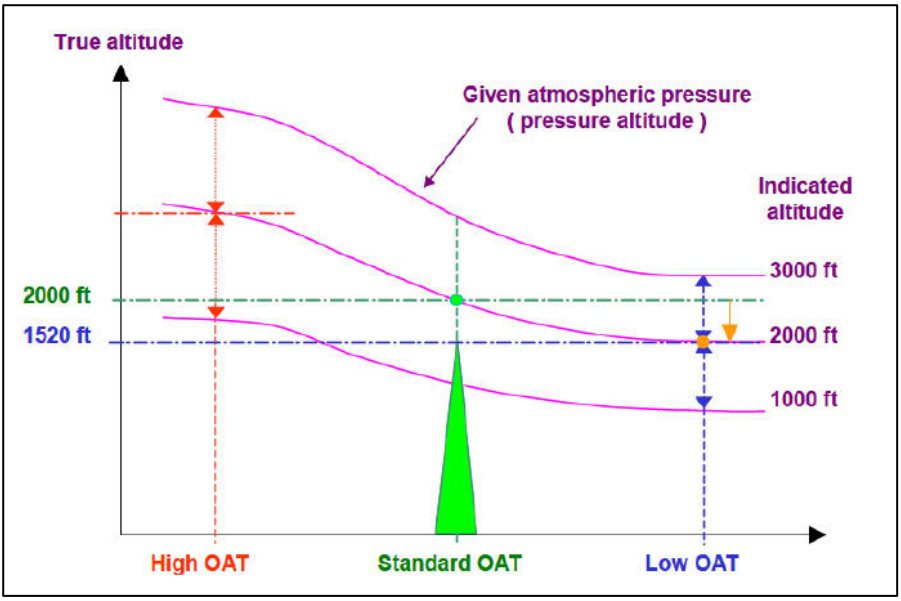


Abbildung 3-7: Auswirkung der Außentemperatur auf die angezeigte barometrische Höhe [4]

Bei niedrigen Temperaturen würde sich das LFZ unter dem vertikalen Sollanflugweg befinden, da der barometrische Höhenmesser eine größere Höhe als die tatsächliche anzeigt. Dementsprechend existiert für Baro/VNAV-Verfahren oftmals eine minimale Temperaturgrenze von -15 °C, unterhalb derer das Verfahren nicht angewendet werden kann.

Darüber hinaus können lokale Wetterphänomene – z. B. Inversionsschichten mit umgekehrtem Temperaturgradient – zu Abweichungen der Temperatur- und Luftdruckveränderung in unterschiedlichen Höhen führen. Dies kann ebenso zu fehlerhaften Anzeigen der barometrischen Höhe führen.

Ein Überwachungssystem ähnlich der Monitor-Antennen beim ILS ist technisch nicht umsetzbar und steht nicht zur Verfügung. Der Luftfahrzeugführer erhält somit keine Warnung hinsichtlich einer fehlerhaften Höhenanzeige basierend auf Temperaturunterschieden oder fehlerhaften Referenzdruckeingaben. Baro/VNAV Verfahren sind dementsprechend bisher nur bis zu einer wesentlich höheren DA als ein ILS Anflug

zugelassen. So hat der Luftfahrzeugführer durch visuelle Referenz die Möglichkeit, einen vertikalen Fehler zu erkennen und gegebenenfalls entsprechende Korrekturen der Anflugtrajektorie oder den Fehlanflug einzuleiten.

3.2.3 Ionosphäre

GNSS-Signale sind – wie bereits in Abschnitt 2.1.4 und 2.1.5 erwähnt – nicht ausreichend präzise genug, um für die vertikale Flugführungskomponente bei einem APV oder PA verwendet zu werden. Mithilfe des Prinzips der Augmentierung durch DGPS kann ein entsprechendes Korrektursignal erstellt und zum LFZ übermittelt werden (SBAS oder GBAS) – die Verwendung für einen APV oder PA ist nun möglich.

Störungen in der Ionosphäre bilden eine Fehlerursache für ein nicht ausreichendes GNSS-Signal. Unterschiede in der Elektronendichte der Ionosphäre haben Auswirkungen auf die Übertragungsqualität von Satellitensignalen zum Benutzersegment (*Ionospheric Scintillation*). Diese Laufzeitfehler können Fehler in der Positionsbestimmung von bis zu +/- 30 m hervorrufen. Hierzu haben entsprechende Untersuchungen gezeigt, dass Störungen der Ionsophäre hauptsächlich im Bereich des Äquators auftreten. [101][132]

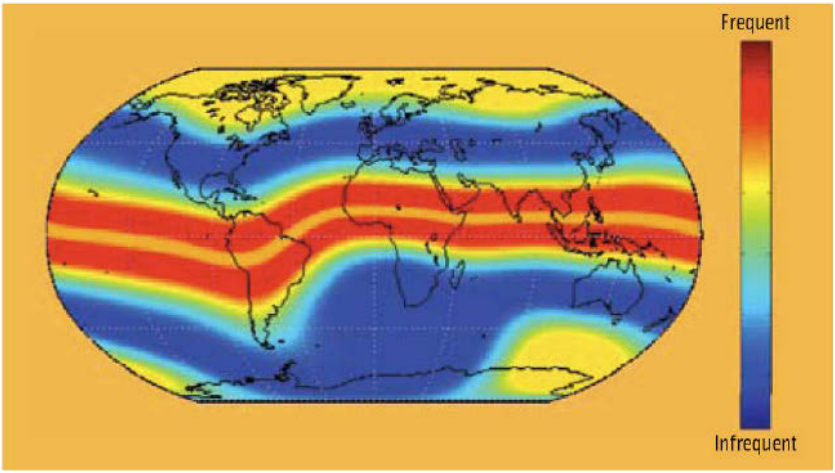


Abbildung 3-8: Häufigkeit von Störungen der Ionosphäre [101]

Augmentierungssysteme wie SBAS oder GBAS können den so hervorgerufenen Fehler der GNSS-Positionsbestimmung prinzipiell ausgleichen. Starke Veränderungen des Erdmagnetfeldes, verursacht durch Sonneneruptionen, können diesen Effekt jedoch zusätzlich in der gesamten Ionosphäre verstärken. Starke Variationen der Ionosphäre können hierbei als Fronten – ähnlich dem Wetterphänomen einer Warm- oder Kaltfront – mit klar definierten Grenzen auftreten und sich dabei lateral bewegen. Der Gradient der hervorgerufenen Störung des GNSS-Signals steigt im Grenzbereich der Front innerhalb eines kurzen Zeitraums schnell an. [101][122][135]

Das Prinzip des DGPS beruht auf der Übermittlung eines GNSS-Korrektursignals an das betroffene LFZ. . Befindet sich das LFZ jedoch innerhalb eines Bereichs, dessen – durch den Ionosphärensturm hervorgerufener – Positionsfehler ungleich dem Fehler der Korrekturstation am Boden ist, so erhält das Navigationssystem des LFZ ein falsches Korrektursignal. Entsprechende Konstellationen und der daraus resultierende Fehler der vertikalen Positionsbestimmung sind derzeit durch kein technisches System erkennbar. Der Luftfahrzeugführer erhält demnach keinerlei Warnung über das Auftreten einer solchen Störung der vertikalen Flugführungskomponente [43][101].

Je nach Beschaffenheit des Ionosphärengradienten und der geometrischen Ausrichtungen von LFZ, Bodenstation und Ionosphärenfront zueinander, kann dieser Fehler Variationen von bis zu 30 m in der vertikalen Positionsbestimmung verursachen – trotz Augmentierungssysteme wie SBAS oder GBAS. [122]

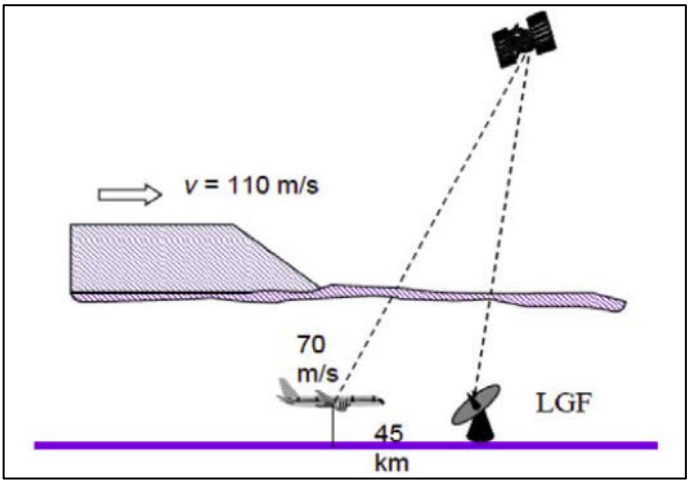


Abbildung 3-9: Auswirkungen einer Ionosphärenfront auf DGPS [101]

Einflussfaktoren für einen vertikalen Fehler der Positionsbestimmung dieser Art sind der Abstand des betroffenen LFZ zur Bodenstation für die Ermittlung des Korrektursignals und die grundsätzliche Beschaffenheit der Ionosphäre im jeweiligen Bereich. Regionen in Äquatornähe zwischen 20° nördlicher und 20° südlicher Breite sind hierbei besonders betroffen. Der Betrieb von GBAS als System für PA CAT I Anflüge ist demzufolge aktuell in Brasilien nicht genehmigt, da hier ein zu hohes Risiko eines möglichen vertikalen Positionsfehlers auf Basis der Ionosphäre besteht. [101]

Darüber hinaus verändert sich in Abhängigkeit der Entfernung des LFZ zur Bodenstation das Risiko eines fehlerhaften Korrektursignals. Systembedingt ist dieses beim SBAS wesentlich größer als beim GBAS. Der Abstand zu einer SBAS-Station kann z. B. beim nordamerikanischen WASS bis zu 200 NM betragen, bei GBAS-Stationen bisher maximal 23 NM (vgl. Abschnitt 2.1.5).

Abbildung 3-10 zeigt das Risikos eines vertikalen Fehlers (*Maximum Ionspheric Error Vertical*, MIEV) bei GBAS-Anflügen in Abhängigkeit der Entfernung zwischen LFZ und Bodenstation in Deutschland. Das obere Diagramm geht von einer Entfernung von 6 km – ca. 3,2 NM – aus, das untere Diagramm von einer Entfernung von 23 NM. Das Risiko für vertikale Fehler bis 20 m steigt von 10^{-6} auf 10^{-4} an, was einen Zuwachs um den Faktor 100 entspricht. Bei einer Entfernung von 23 NM zur GBAS-Bodenstation sind dann vertikale Fehler bis zu 40 m möglich. Die hier gezeigten Darstellungen

basieren auf der in Zusammenarbeit von DLR und DFS entstandenen Analyse von gemessen Ionosphärenstörungen über den Zeitraum der Jahre 1998 bis 2008. [122]

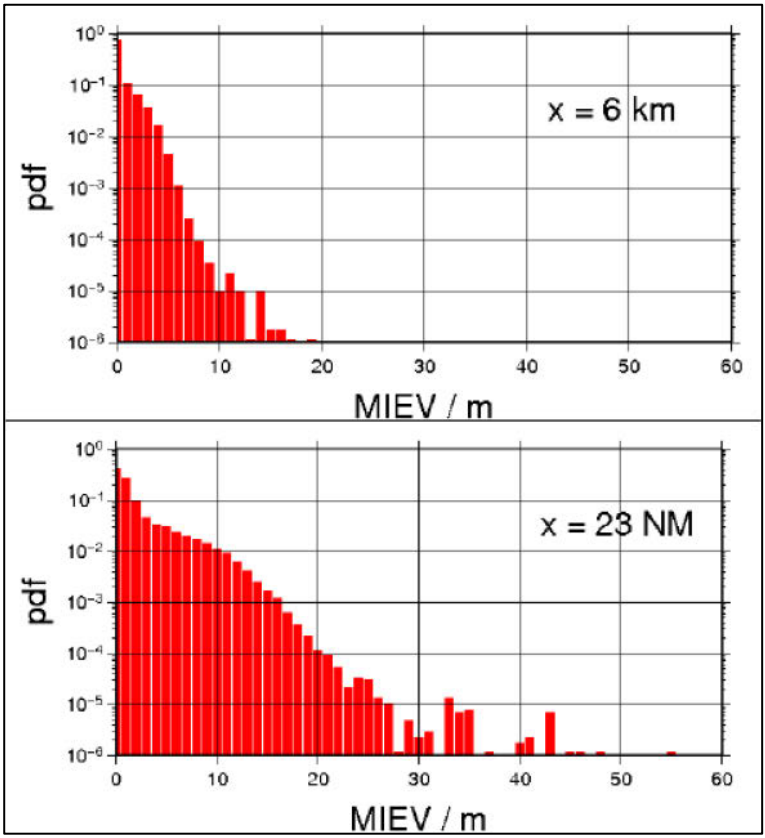


Abbildung 3-10: Vertikale Fehler durch Ionosphärenstörungen [122]

3.3 Anforderungen der Flugführungskomponenten

Je nach Anflugkategorie bestehen Anforderungen hinsichtlich der Leistungsfähigkeit für die technischen Systeme der Flugführungskomponenten. Durch die Einführung von Satellitennavigation im Bereich des Endanflugs mussten die bestehenden Anforderungen erweitert werden. Durch die Einführung der APV-Kategorie können nun auch Anflüge mit vertikaler Flugführungskomponenten und entsprechenden Minima angeboten werden, die nicht den strengen Anforderungen eines PA entsprechen. Die bisherigen Forderungen hinsichtlich Winkelgenauigkeit an das ILS für einen PA CAT I mussten für die Einführung des GLS CAT I-Anflugs adaptiert werden. Ein GLS bietet im Gegensatz zum ILS eine konstante Genauigkeit über den gesamten Verlauf des Endanflugs (vgl. Abschnitt 3.2).

Einige der im Folgenden aufgeführten Werte wurden schon in den vorangegangenen Abschnitten genannt, werden aber hier der Vollständigkeit halber nochmals angeführt.

3.3.1 Leistungsdaten der Flugführungskomponenten

Für die Flugführungskomponenten während eines Instrumentenanflugs bestehen basierend auf ICAO Annex 10 „Radio Navigation Aids“ entsprechende technische Anforderungen. Diese werden hinsichtlich der Genauigkeit (*Accuracy*), der Verfügbarkeit (*Availibility*), der Kontinuität (*Continuity*) und der Integrität/Verlässlichkeit (*Integrity*) des jeweiligen Flugfürungssignals definiert [103].

Das ILS weist winkelbasierte Leistungsmerkmale auf Grund der technischen Spezifikation auf. Die Anforderung bezüglich der Genauigkeit des LLZ wird jedoch als metrische Abweichung zum Sollanflugweg am *ILS Reference Datum* angegeben. Das *ILS Reference Datum* befindet sich auf dem vom LLZ und GS definierten Sollanflugweg, genau über der Landebahnschwelle in 50 ft Höhe. Die Genauigkeit des GS wird als prozentualer Anteil des Gleitwinkels angegeben. In Tabelle 3-1sind die jeweiligen Werte für die Anforderungen eines CAT I/II/III-Anfluges angegeben, die Genauigkeit des GS bezieht sich auf einen Gleitwinkel von 3°. [103]

	Accuracy		Integrity [pro Anflug]	Continuity [Unterbrechung pro Zeitabschnitt]	
	LLZ [m]	GS [deg]	LLZ und GS	LLZ	GS
CAT I	+/-10,5	+/-0,225	1 x 10E-7	1–4 x 10E-6 pro 15 s	1–4 x 10E-6 pro 15 s
CAT II	+/-7,5	+/-0,225	1–0,5 x 10E-9	1–2 x 10E-6 pro 15 s	1–2 x 10E-6 pro 15 s
CAT III	+/-3,0	+/-0,12	1–0,5 x 10E-9	1–2 x 10E-6 pro 30 s	1–2 x 10E-6 pro 15 s

Tabelle 3-1: Anforderungen an LLZ und GS

Anforderungen bezüglich der *Availibility* gibt es in diesem Sinne nicht. Sollte eine der beiden Flugführungskomponenten nicht zur Verfügung stehen und dies durch die entsprechende Monitorantenne erkannt werden, wird das gesamte ILS unmittelbar und vollständig abgeschaltet. Dazu erhält der Luftfahrzeugführer eine entsprechende Anzeige im Cockpit.

Für die Verwendung von GNSS wird nach den Kategorien APV I, APV II und CAT I unterschieden. CAT II/III-Anforderungen für GNSS-basierte Anflüge befinden sich derzeit in der Entwicklung. Nur GLS-Anflüge entsprechen derzeit den CAT I-Anforderungen. Der NPA wird hier auf Grund der fehlenden vertikalen Flugführungskomponente nicht aufgeführt. Tabelle 3-2 zeigt die derzeit geltenden *Signal-in-Space*-Anforderungen [103].

	Accuracy [m]		Integrity [pro Anflug]	Continuity [s]	Availibility
	horizontal	vertikal			
APV I	+/-16	+/-20	1–2 x 10E-7	1–8 x 10E-6	0,99 bis 0,99999
APV II	+/-16	+/-8	1–2 x 10E-7	1–8 x 10E-6	0,99 bis 0,99999
CAT I	+/-16	+/-4-6	1–2 x 10E-7	1–8 x 10E-6	0,99 bis 0,99999

Tabelle 3-2: Signal-in-Space-Anforderungen für GNSS-basierte Anflüge

Abbildung 3-11 zeigt die aktuelle Leistungsfähigkeit der vertikalen Flugführungskomponente (*Vertical Performance Level*, VPL) des WAAS in Nordamerika. Der dunkelblaue Bereich kennzeichnet eine VPL von +/-20 m und entspricht somit den APV I-Anforderungen. Störungen durch Ionosphärenstürme können jedoch kurzfristig und

schwer vorhersehbar auftreten und die hier dargestellten Werte jederzeit beeinflussen.

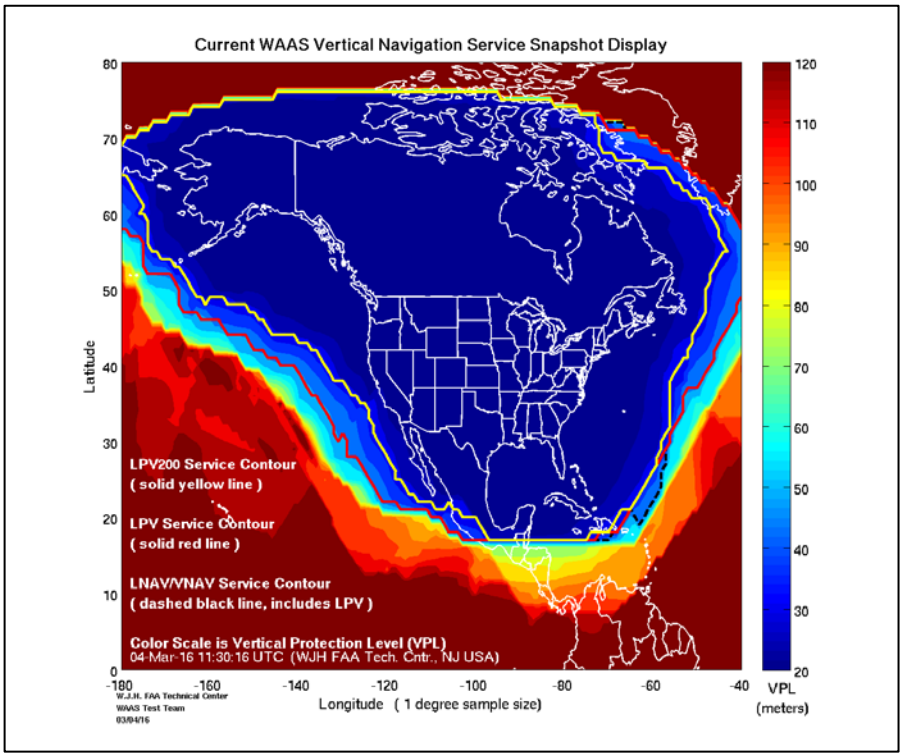


Abbildung 3-11: Navigationsgenauigkeit des WAAS [71]

3.3.2 Alert Limit

Weitere Anforderung seitens ICAO Annex 10 sind die *Vertical und Horizontal Alert Limits* (VAL / HAL). Werden diese überschritten, muss eine entsprechende Warnung generiert werden und das System kann gegebenenfalls nicht mehr verwendet werden [103].

Das ILS ist mit entsprechenden Monitor-Antennen ausgerüstet, die bei Überschreiten der in Abschnitt 3.3.1 genannten Werte für horizontale und vertikale Genauigkeit ein Abschalten des Gesamtsystems auslösen.

Die Leistungsanforderungen bezüglich horizontaler und vertikaler Genauigkeit für GNSS bei APV I, APV II und CAT I Anflügen gilt für einen Zeitraum von 95 % der Flugzeit. Um die Auswirkungen größere Fehler während der restlichen 5 % der Flugzeit zu vermeiden sind folgende *Vertical* und *Horizontal Alert Limits* definiert:

	Alert Limit	
	Horizontal [m]	Vertikal [m]
APV I	+/-40	+/-50
APV II	+/-40	+/-20
CAT I	+/-40	+/-10-35

Tabelle 3-3: Alert Limit GNSS basierter Anflüge

Sollte der geforderte Wert des jeweiligen Anflug-Typs überschritten werden, muss eine entsprechende Warnung systemtechnisch für den Luftfahrzeugführer bord- und/oder bodenseitig generiert werden. Im Umkehrschluss bedeutet dies, dass Fehler unterhalb der VAL und HAL bord- und bodenseitig nicht erkannt und dem Luftfahrzeugführer daher nicht angezeigt werden.

Auffällig ist die große Abweichung der oberen Grenze des VAL bei einem GNSS-CAT I Anflug (derzeit nur GLS) von 10–35 m gegenüber der entsprechenden Anforderung der vertikalen Genauigkeit von 4–6 m. Die hier genannte vertikale Genauigkeit entspricht dem Wert der Anforderung für den GS eines ILS CAT I System, umgerechnet aus der Winkelanforderung für den Punkt der DA bei 200 ft AGL.

Die untere Grenze des VAL für GNSS-CAT I-Anflüge von +/- 10 m entspricht exakt dem Wert, den ein CAT I zertifiziertes ILS-System beim Erreichen der DA von 200 ft AGL auf Basis der geforderten Winkelgenauigkeit garamtieren muss [103]. Nach ICAO Annex 10 ist jedoch auch eine obere Grenze des VAL von 35 m akzeptabel. Dies wird mit der Tatsache begründet, dass trotz der geometrischen Verschiebung der Anflugtrajektorie auch bei einem vertikalen Fehler von 35 m exakt beim Erreichen der CAT I DA von 200 ft AGL noch Hindernisfreiheit gewährleistet ist. [134]

Abbildung 3-12 zeigt die Auswirkung eines vertikalen Fehlers von -35 m bei Erreichen der DA von 200 ft AGL eines PA CAT I-Anflugs. Grün ist der Sollanflugweg gekennzeichnet, braun der tatsächliche Flugweg mit einem vertikalen Fehler von -35 m und rot die entsprechende Hindernisfreifläche. Wird der Fehlanflug umgehend bei Errei-

chen der DA eingeleitet, verlässt das LFZ trotz des möglichen weiteren Höhenverlusts durch das verzögerte Hochlaufen der Triebwerke nicht die OFZ. Somit ist die Hindernisfreiheit ausreichend gewährleistet. [134]

ICAO Annex 10 weist darauf hin, dass bei der Zulassung eines VAL von +/-35 m für einen sattelitenbasierten CAT I Anflug eine entsprechende Sicherheitsbewertung durchgeführt werden sollte. Außerdem wird hervorgehoben, dass das Erkennen eines vertikalen Fehlers von +/-35 m durch „*…pilot interaction during visual segment…*“ [ICAO Annex 10, ATT D-4, 3.3.9] erfolgt, d. h. durch Erkennen des Fehlers seitens des Luftfahrzeugführers nach Passieren der DA. Mit Verweis auf das Einhalten der entsprechenden Hindernisfreiheit wird somit ein VAL bis zu 35 m toleriert [103].

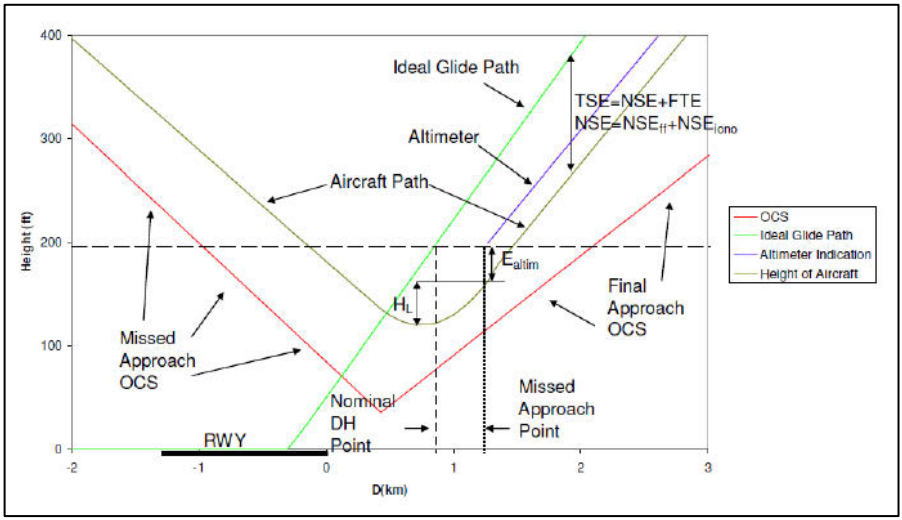


Abbildung 3-12: Auswirkung eines vertikalen Fehlers auf OFZ [134]

3.4 Auswirkungen konstanter vertikaler Fehler im Endanflug

Fehler der vertikalen Flugführungskomponente des ILS stellen bisher ein geringes Risiko für den sicheren Betrieb im Instrumentenflug dar. Auf Grund der eingesetzten analogen Funktechnologie und der Ausbreitungscharakteristik des GS-Signals können nur winkelbasierte Fehler der vertikalen Flugführungskomponente entstehen. Die

Auswirkungen einer entsprechenden Störung nehmen somit in Richtung der Landebahnschwelle immer weiter ab.

Die Gefahr eines CFIT bestand bisher vorwiegend bei Anflügen, die keine vertikale Flugführungskomponente besitzen (NPA). Mit der Einführung von satellitengestützten Instrumentenanflügen mit vertikalen Flugführungskomponenten (Baro/VNAV, SBAS-LPV, GBAS) besteht auch eine neue Charakteristik eines vertikalen Fehlers (vgl. Abschnitt 3.2). Dieser kann nun konstant über den gesamten Verlauf des Endanflugs bestehen und entsprechend hohe Werte auch nach dem Passieren der DA/DH aufweisen.

Verschiedene wissenschaftliche Versuchsreihen sind hierzu durchgeführt worden, um die Auswirkungen entsprechender Fehler der vertikalen Flugführungskomponente auf den operativen Betrieb zu untersuchen. Grundlage hierfür war das seitens ICAO Annex 10 akzeptierte maximale VAL von 35 m für einen CAT I Anflug.

3.4.1 EUROCONTROL – GBAS CAT I Precision Approaches

EUROCONTROL führte in Zusammenarbeit mit dem Fachgebiet Flugführung und Luftverkehr der Technischen Universität Berlin (TUB) im Dezember 2010 eine Versuchsreihe zur Untersuchung der Auswirkung von großen, nicht angezeigten vertikalen Fehlern der vertikalen Flugführungskomponente während eines GBAS CAT I-Anflugs durch.

Mehr als 20 zertifizierte Luftfahrzeugführer verschiedener Luftverkehrsgesellschaften aus dem aktiven operativen Dienst mussten eine Reihe von Szenarien mit unterschiedlichen vertikalen Fehlern im Endanflug absolvieren. Hierfür wurde ein Level-D-zertifizierter *Full-Flight-Simulator* eines Airbus A340-300 der Lufthansa Flight Training (LFT) verwendet. Es wurde ein ILS PA CAT I-Anflug geflogen und als GBAS CAT I-Anflug deklariert. Operativ machte dies keinen Unterschied, da die Anzeigen im PFD während eines GBAS CAT I-Anflugs als *ILS-Look-Alike* gestaltet sind (vgl. Abbildung 2-17). Durch die Veränderung der Position der simulierten GS-Antenne im Quellcode des Simulators konnte jeder beliebig große konstante vertikale Fehler erzeugt werden. Die Cockpitbesatzung hatte keine Anzeige über den Fehler während des Anflugs und wurde auch im Briefing vor den jeweiligen Versuchen nicht darüber informiert.

Die Wetterbedingungen hinsichtlich *Ceiling* und RVR wurden exakt auf die minimal zugelassen Werte eines PA CAT I Anflugs von 200 ft AGL und 550 m eingestellt. Während der Anflüge wurden alle relevanten Flugparameter für die spätere Auswer-

tung aufgezeichnet. Außerdem wurden die Außensicht und die Kommunikation der Cockpitbesatzung per Video und Audio aufgezeichnet. Die Szenarien wurden in verschiedener Reihenfolge durch beide Besatzungsmitglieder geflogen, um entsprechende Lerneffekte zu vermeiden.

Abbildung 3-13 zeigt einen *Full-Fligh-Simulators* mit dem entsprechenden Bewegungssystem. Level D-*Full-Flight-Simulatoren* werden für das *Type-Rating* während des Trainings der Luftfahrzeugführer verwendet. Sie zeichnen sich durch die simulierten Bewegungen mithilfe des Bewegungssystems (*Motion*), dem Sichtsystem (*Visual*) mit einer Kollimationsdarstellung mit bis zu 180° Darstellungsfläche und der Verwendung von Originalkomponenten des Referenz-LFZ aus [59]. Der Realitätsgrad ist dabei so hoch, das prinzipiell nach dem Simulator-Training die Lizenz für das Führen des entsprechenden Luftfahrzeugmusters erteilt werden darf (*zero-flight-time*) [60]. Abbildung 3-14 zeigt das Cockpit des verwendeten Simulators der LFT mit der Außendarstellung im *Visual* und der Kamera auf einem Stativ zur Video- und Audioaufzeichnung.

Abbildung 3-13: Level D zertifizierter Full-Flight-Simulator [eigene Aufnahme]

Abbildung 3-14: Simulationsumgebung Cockpit A330-300 [eigene Aufnahme]

Ziel der Versuche ist es gewesen, die Fähigkeit des visuellen Erkennens eines vertikalen Fehlers bei Erreichen der DA im *Visual Segment* zu untersuchen. Um bei einem möglichen VAL von 35 m noch oberhalb der OFZ zu bleiben, muss der vertikale Fehler unmittelbar bei Erreichen des Minimums erkannt werden und das Fehlanflugverfahren sofort eingeleitet werden (vgl. Abschnitt 3.3.2 [134]). Die Wetterbedingungen wurden im Simulator so eingestellt, dass der Luftfahrzeugführer exakt bei Erreichen der DA die geforderte visuelle Referenz durch das Erscheinen der Befeuerungselemente des ALS erhielt. Die Versuche wurden exakt nach SOP mit der Aufteilung der Aufgaben auf PF und PNF durchgeführt (vgl. Abschnitt 2.5, „Minimum“ *Call-Out*).

Abbildung 3-15 zeigt das jeweilige visuelle Bild bei Erreichen der DA bei 200 ft AGL, links bei einem Anflug ohne vertikalen Fehler, rechts mit einen vertikalen Fehler von -28 m. Durch den konstanten Fehler der vertikalen Flugführungskomponente wird die DA infolge der Geometrie weiter von der Landebahnschwelle entfernt erreicht. Aus diesem Grund erscheinen die Befeuerungselemente des ALS weiter entfernt. Abbildung 3-16 zeigt die entsprechende geometrische Beziehung eines vertikalen Fehlers bezüglich der Distanz zur Landebahnschwelle (grau) und dem ALS (grün).

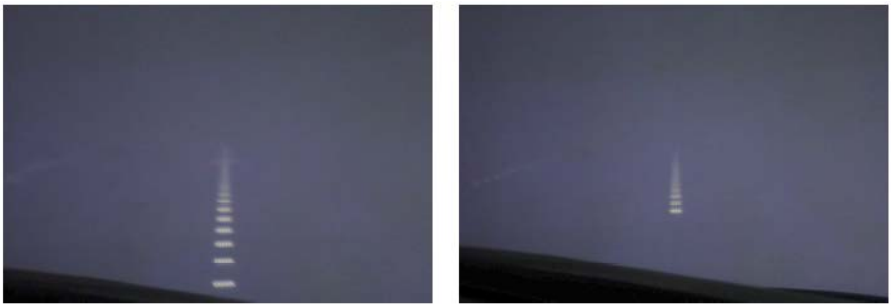


Abbildung 3-15: Visuelle Merkmale beim Erreichen der DA in 200 ft AGL [43]

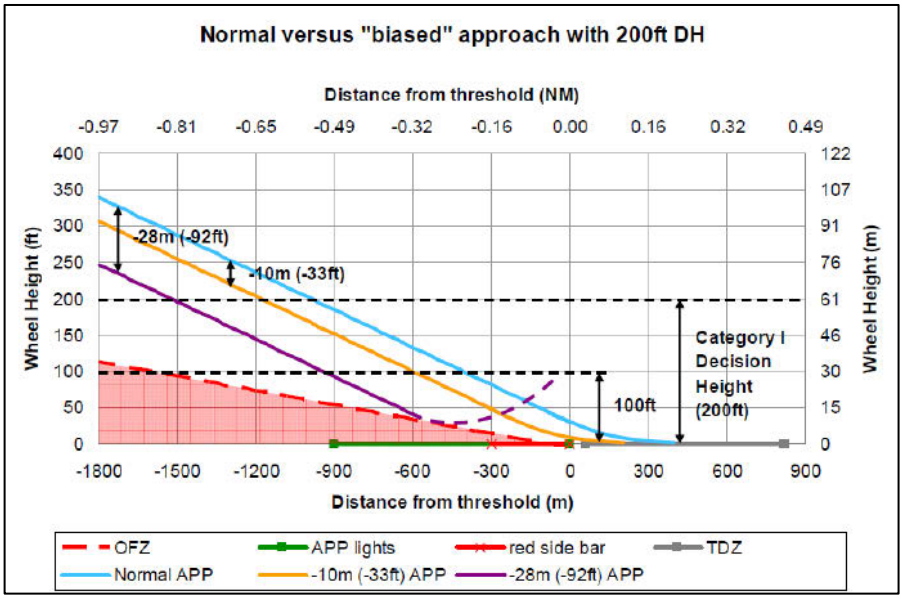


Abbildung 3-16: Auswirkungen eines konstanten vertikalen Fehlers auf die Distanz zur Landebahnschwelle beim Erreichen der DA [43]

Der maximale vertikale Fehler der verschiedenen Szenarien betrug -28 m, also noch unter dem maximal möglichen VAL von -35 m. Das Szenario wurde an acht verschiedenen Versuchstagen geflogen, jeweils als erstes Szenario, so dass bei diesem Sze-

nario von keinem Lerneffekt ausgegangen werden konnte. Alle Luftfahrzeugführer waren erfahrene Kapitäne mit mehr als 2.000 Flugstunden auf dem verwendeten Luftfahrzeugmuster Airbus A340-300.

Abbildung 3-17 zeigt die vertikalen Flugprofile der acht durchgeführten Anflüge. Der Nullpunkt symbolisiert die Landebahnschwelle, der grüne Bereich die Aufsetzzone (vgl. Abschnitt 2.4.2) und die rot gestrichelte Linie die Grenze der OFZ. Die schwarzen Punkte kennzeichnen den Punkt, an dem das Fehlanflugverfahren durch das Setzen des Maximalschubs (*Takeoff/Go-Around*, TO/GA) eingeleitet wurde.

Deutlich erkennbar ist, dass kein Luftfahrzeugführer die Verschiebung der Anflugtrajektorie auf Grund des vertikalen Fehlers von -28 m direkt bei Erreichen der DA erkannt hat. Sechs der acht Luftfahrzeugführer leiteten einen Fehlanflug ein, zwei führten eine Landung durch. Fünf Anflüge bewegten sich nahe an die Grenze der OFZ, drei davon verließen sie sogar, was einen möglichen Zusammenstoß mit Hindernissen zur Folge haben könnte. Bei einem der Versuche (grau) wurde das Fehlanflugverfahren so spät eingeleitet, dass das LFZ kurzzeitig ca. 100 m vor der Landebahnschwelle mit dem Fahrwerk den Boden berührte (roter Kreis).

Bei einer der beiden Landungen (türkis) korrigierte der Luftfahrzeugführer die Anflugtrajektorie im *Visual Segment* so, dass er mit einer Höhe von über 50 ft AGL die Landebahnschwelle überflog und anschließend mit hoher Sinkrate das LFZ landete. Entsprechend des aufgezeichneten Parametern zufolge wäre es zu erheblichen Schäden an der Struktur des LFZ gekommen.

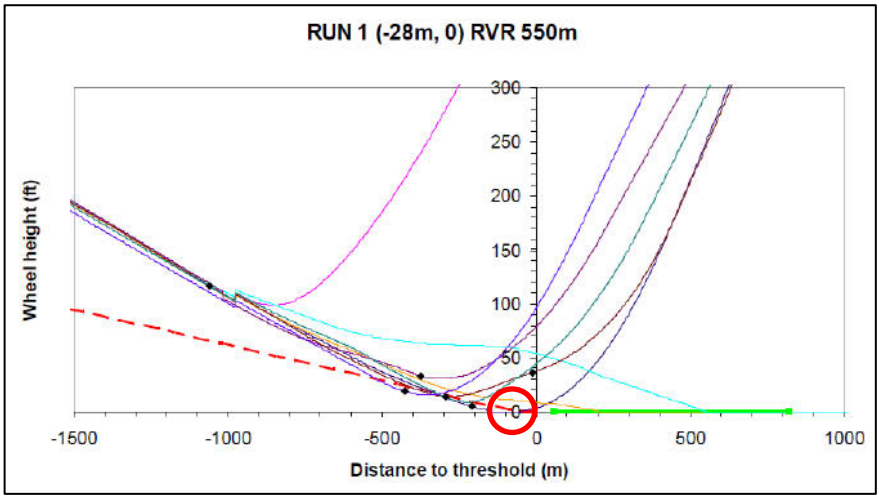


Abbildung 3-17: CAT I Anflüge mit einem vertikalen Fehler von -28 m [43]

Alle Versuchsteilnehmer gaben im Anschluss der Versuche an, dass die visuelle Referenz bei Erreichen der DA nicht ausreichte, den vertikalen Fehler rechtzeitig zu identifizieren. Auch ein schrittweises Erhöhen der RVR verbesserte die Situation nicht. Erst bei einer RVR von mehr als 2.000 m und dem Sichtbarwerden des PAPI konnten die Luftfahrzeugführer den vertikalen Fehler eindeutig identifizieren – mithilfe der Anzeige des PAPI von vier roten Lichtern.

Als ein Hauptgrund in der nach dem jeweiligen Versuch durchgeführten Diskussion mit den Probanden wurde die Schwierigkeit genannt, eine Entscheidung über die Relativposition zur Landebahnschwelle in kurzer Zeit, nur anhand der nach EASA geforderten visuellen Erkennungsmerkmale (Befeuerungselemente des ALS) treffen zu müssen. Durch die unterschiedlichen Längen des ALS an verschiedenen Flughäfen und unterschiedlichen Wetterbedingungen stellt sich dem Luftfahrzeugführer immer wieder ein anderes visuelles Bild beim Erreichen der DA im realen Flugbetrieb dar (vgl. Abschnitt 2.4.3). Eine Abschätzung der Relativposition hinsichtlich der Landebahnschwelle konnte unter den gegebenen Umständen nicht eindeutig durchgeführt werden, da kein mentaler Vergleich mit einem erlernten „Idealbild“ erfolgen konnte.

Die Versuchsreihe machte deutlich, dass bei Wetterbedingungen mit Sichtweiten unter einer RVR von 1.000 m die visuelle Referenz bei Erreichen der DA nicht ausreichend ist, um die Relativposition hinsichtlich des vertikalen Sollanflugwegs sicher einzuschätzen. Die nach ICAO genannte Maßnahme des „*Pilot Interaction during Visual Segment*“ zur Verhinderung des Verlassens der OFZ bei einem VAL bis -35 m stellte sich in den hier durchgeführten Versuchen als schwer durchführbar dar [43].

3.4.2 FAA – Investigation of the Impact of Undedected GNSS Navigation Glidepath Bias

Im April 2012 wurde durch die FAA eine weitere Versuchsreihe zur Untersuchung von nicht erkannten vertikalen Fehlern während GNSS Anflügen durchgeführt. Hierfür wurde ein Boeing 737-800NG und ein Airbus A330 Level D *Full-Flight-Simulator* mit jeweils vier verschiedenen entsprechend zertifizierten Cockpitbesatzungen verwendet.

Ähnlich dem Versuchsaufbau der EUROCONTROL/TUB-Versuchsreihe (vgl. Abschnitt 3.4.1) wurde die Position der GS-Antenne verschoben, um einen konstanten Fehler der vertikalen Flugführungskomponente zu erzeugen. Der maximale vertikale Fehler der verschiedenen Szenarien betrug +/-35 m – entsprechend der Zulassungsgrenze des VAL. Die RVR wurde bei allen Versuchen auf 2.400 ft (ca. 730 m) eingestellt, dem derzeit minimal zugelassenen Wert für SBAS-LPV- oder GLS-Anflüge. Bei allen Versuchsdurchläufen ist den Luftfahrzeugführer nicht bewusst gewesen, einen entsprechenden Fehler in der vertikalen Flugführungskomponente vorzufinden. Die Anzeigen vermittelten das Bild eines „normalen“ Anflugs.

Abbildung 3-18 zeigt die Anflüge im Airbus A330 mit einem vertikalen Fehler von -35 m. Bei drei Anflügen wurde die OFZ (rot markiert) verlassen, der Fehlanflug erst danach eingeleitet. Während des Versuchs mit einem Fehler von -28 m verließ keiner der acht Anflüge die OFZ, sieben der Anflüge kamen der Grenze der OFZ jedoch sehr nahe. Bei sechs der Anflüge wurde der Fehlanflug unter 100 ft AGL eingeleitet, einer wurde durch Korrekturen der Anflugtrajektorie gelandet.

Das Ergebnis der Versuche in der Boeing 737-800NG stellte sich ähnlich dar. Bei einem vertikalen Fehler von -35 m sind die Anflüge meist kurz nach Passieren der DA in 200 ft AGL abgebrochen und der Fehlanflug eingeleitet worden. Zwei Anflüge wurden erst nach Passieren der Grenze der OFZ abgebrochen. Bei einem vertikalen

Fehler von -28 m wurde der Fehlanflug bei über 50 % der Anflüge erst unter 100 ft AGL eingeleitet, und damit erst kurz vor Erreichen der Grenze zur OFZ.

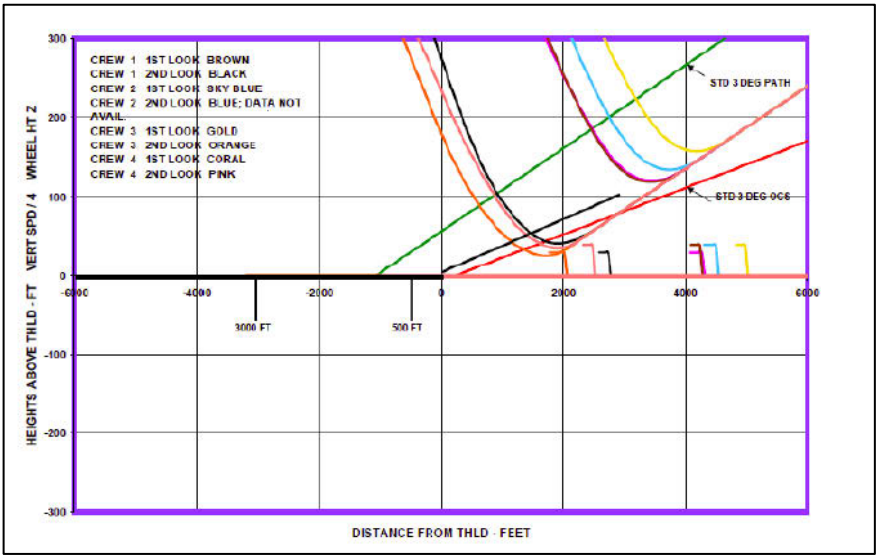


Abbildung 3-18: Anflüge mit vertikalen Fehler von -35 m im Airbus A330 [67]

Das Ergebnis der Versuchsreihen stellt sich ähnlich der durch die EUROCONTROL/TUB durchgeführten Versuchsreihe dar. Trotz der auf ca. 730 m erhöhten RVR erwies sich die visuelle Referenz bei Erreichen der DA in 200 ft AGL laut Aussage der betroffenen Luftfahrzeugführer als nicht ausreichend, um eine sichere Entscheidung bezüglich der Relativposition zum vertikalen Sollanflugweg zu treffen. Die Luftfahrzeugführer gaben jedoch an, dass die Entscheidung zum Abbruch des Anflugs bei einem vertikalen Fehler von -35 m leichter fiel, als bei einem Fehler von -28 m. Als Begründung wurde die sehr weit entfernt wirkenden Befeuerungselemente des ALS genannt, welche das visuelle Bild beim Erreichen der DA kennzeichneten.

Vorversuche der EUROCONTROL/TUB-Versuchsreihe mit vertikalen Fehlern von -35 m können diese Tendenz jedoch nicht bestätigen. Abbildung 3-19 zeigt die Anflüge, welche in einem Airbus A330 Level D *Full-Flight-Simulator* der Finnair durchgeführt wurden. Die beiden oberen Anflüge wurden mit einem vertikalen Fehler von +35 m

durchgeführt. Einer der Anflüge (schwarz) mit einem vertikalen Fehler von -35 m wurde erst kurz vor dem Erreichen der Grenze der OFZ (rote gestrichelte Linie) abgebrochen, einer kurz danach (türkis). Die RVR betrug allerdings bei allen Anflügen 550 m im Gegensatz zu 730 m der FAA-Versuchsreihe.

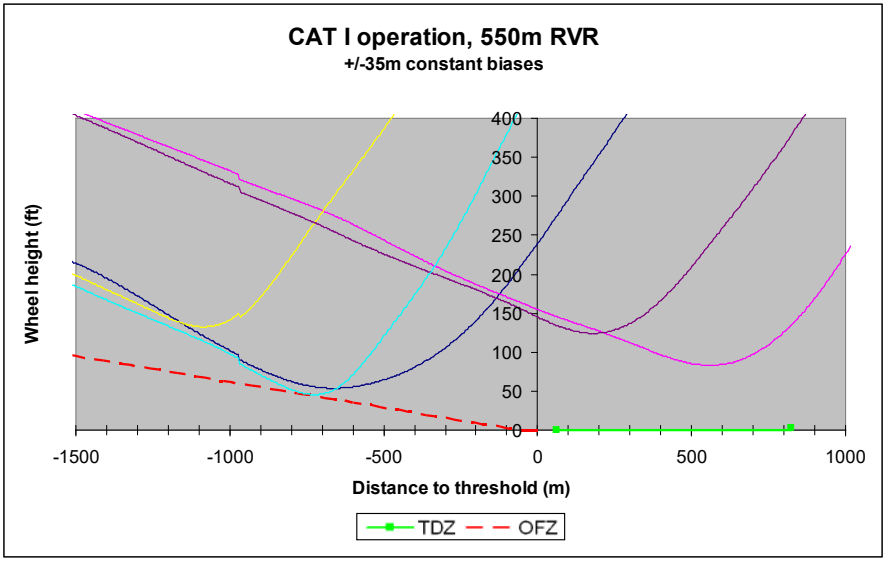


Abbildung 3-19: Anflüge mit vertikalen Fehler von +/- 35 m [eigene Darstellung]

3.4.3 DFS – CAT II Precision Approach im Verbundvorhaben HETEREX

Ebenfalls im Jahr 2012 führte die DFS in Zusammenarbeit mit Fachgebiet Flugführung und Luftverkehr der Technischen Universität Berlin im Verbundvorhaben HETEREX – Heterogener komplexer Luftverkehr ein Versuchsreihe über die Auswirkungen von nicht angezeigten vertikalen Fehlern bei PA CAT II Anflügen durch.

Der Versuchsaufbau glich hierbei den Versuchsreihen der EUROCONTROL und FAA – mit zertifizierte Luftfahrzeugführer in einem Airbus A340-300 Level D *Full-Flight-Simulator*. Die Sichtbedingungen wurden jedoch den PA CAT II-Minima entsprechend gewählt. Die Wolkenuntergrenze wurde bei 100 ft AGL, die Sichtweite bei einer RVR

von 300 m festgelegt. Der Anflug wurde als GBAS CAT II-Anflug durchgeführt. Die Fehler der vertikalen Flugführungskomponente betrugen maximal 28 m und wurden durch das Versetzen der Position der GS-Antenne ermöglicht.

Als zusätzliche Erweiterung des Versuchs wurde den Cockpitbesatzungen nach dem erstmaligen Durchlaufen aller Szenarien eine Einweisung hinsichtlich der zu erwartenden visuellen Merkmale beim Erreichen der DA in 100 ft AGL gegeben. Durch die niedrigere Höhe gegenüber den PA CAT I Anflügen (200 ft AGL) und der verringerten RVR ergibt sich ab einem vertikalen Fehler von -20 m eine klare Veränderung des visuellen Bildes.

Abbildung 3-20 zeigt auf der linken Seite das visuelle Bild bei Erreichen der DA bei einen „normalen“ Anflug ohne vertikalen Fehler, auf der rechten Seite mit einem vertikalen Fehler von -20 m. Auf Grund der größeren Entfernung zur Landebahnschwelle (vgl. Abbildung 3-16) ist die rote Seitenbefeuerung des ALS nicht sichtbar. Dies wurde nun den Cockpitbesatzungen als zusätzliches visuelles Merkmal für eine Fortsetzung des Anflugs nach Passieren der DA gegeben.

Abbildung 3-20: Visuelle Merkmale bei Erreichen der DA von 100 ft AGL [19]

Abbildung 3-21 zeigt die Anflüge mit einem vertikalen Fehler von -28 m. Die rotgestrichelte Linie symbolisiert die OFZ, die grüne Linie den 3°-Sollanflugweg. Alle durchgeführten Anflüge wurden erst nach Passieren der Grenze der OFZ unterhalb von 50 ft AGL abgebrochen. Das LFZ setzte jedes Mal vor Einleiten des Fehlanflugs kurz vor der Landebahnschwelle auf.

Abbildung 3-22 zeigt die Anflüge mit einem vertikalen Fehler von -28 m nach der zusätzlichen Einweisung bezüglich der roten Seitenbefeuerung des ALS. Alle Anflüge wurden nach Passieren der DA in 100 ft AGL sofort abgebrochen und der Fehlanflug

eingeleitet. Die OFZ wurde bei keinem der Anflüge verlassen. Auch bei einem vertikalen Fehler von -20 m wurde ein vergleichbares Ergebnis erzielt.

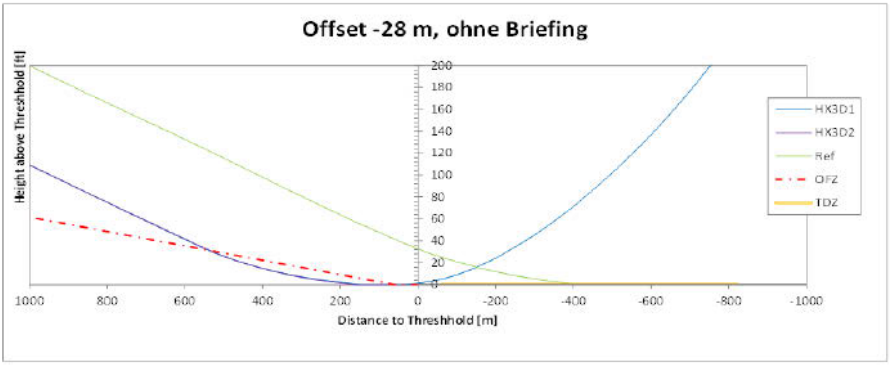


Abbildung 3-21: PA CAT II Anflüge ohne zusätzliches Briefing [19]

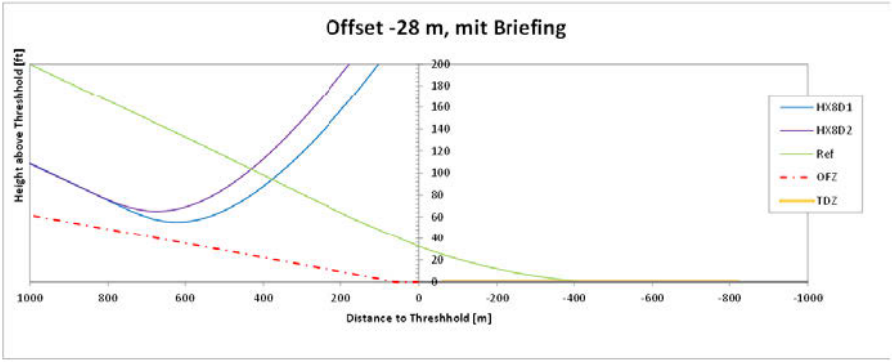


Abbildung 3-22: PA CAT II Anflüge mit zusätzlichem Briefing [19]

Die Versuchsreihe zeigte, dass durch den Einsatz zusätzlicher visueller Merkmale eine Verbesserung des Erkennens vertikaler Fehler erzielt werden kann. Mit den bisherigen geforderten visuellen Erkennungsmerkmalen (vgl. Abschnitt 2.5.2) konnte bei keinem der durchgeführten Anflüge ein adäquates Einleiten des Fehlanflugverfahrens gewährleistet werden. Nach der Einweisung bezüglich der roten Seitenbefeuerung des ALS konnten hingegen alle vertikalen Fehler entsprechend erkannt und der

Fehlanflug rechtzeitig eingeleitet werden. Die Aussagen der beteiligten Luftfahrzeugführer bestätigen diese Annahme. [19]

Es bleibt jedoch anzumerken, dass die vergleichsweise geringe Anzahl an Teilnehmern (vier Luftfahrzeugführer) nur Tendenzen aufzeigen kann. Außerdem ist die Verwendung der roten Seitenbefeuerung des ALS nur bei einer RVR von unter 300 m als eine zusätzliche visuelle Referenz einsetzbar. Sobald die RVR einen höheren Wert annimmt, sind die roten Seitenbefeuerungen auch bei vertikalen Fehlern von mehr als -15 m sichtbar.

3.5 Defizite im Situationsbewusstsein für konstante vertikale Fehler

Entsprechende Versuchsreihen zur Untersuchung des Erkennens von nicht angezeigten Fehlern der vertikalen Flugführungskomponente haben gezeigt, dass die bisherigen visuellen Merkmale beim Erreichen der DA zur Identifizierung der Fehler nicht ausreichend sind.

Bei den drei unterschiedlichen Versuchsaufbauten für die jeweiligen Minima der Wetterbedingungen entsprechend – SBAS-LPV (730 m RVR), GBAS CAT I (550 m RVR) und GBAS CAT II (300 m RVR) – konnten die vertikalen Fehler bis zu -35 m im *Visual Segment* nicht immer rechtzeitig identifiziert werden. Erkennbar war eine Tendenz der Luftfahrzeugführer, den Anflug bei Sichtbarkeit der geforderten visuellen Referenz der ALS-Befeuerungselemente zunächst fortzusetzen. Dies hätte jedoch ein Verlassen der OFZ zur Folge, wodurch im realen Flugbetrieb eine Kollision mit einem Hindernis möglich gewesen wäre. Erst bei Sichtweiten weit über den zugelassenen Minima (> 1.000 m) wurden die fehlerhafte Relativposition zur Landebahnschwelle beim Erreichen der DA sofort erkannt und der Fehlanflug umgehend eingeleitet.

Positive vertikale Fehler konnten sehr gut identifiziert werden, da das höhere Überfliegen der Landebahnschwelle (> 50 ft) erkannt wurde. Auch hinsichtlich der Hindernisfreiheit stellen positive vertikale Fehler kein Risiko dar. Alle Anflüge mit positivem vertikalen Fehler konnten sicher gelandet oder der Fehlanflug ordnungsgemäß eingeleitet werden.

Das Hinzufügen weiterer visueller Merkmale als eindeutiges Entscheidungskriterium (rote Seitenbefeuerung) brachte eine erhebliche Verbesserung bezüglich des Einhaltens der OFZ. Auch die operative Durchführung konnte so vereinfacht werden. Die betroffenen Luftfahrzeugführer konnten mithilfe der roten Seitenbefeuerung direkt bei

Erreichen der DA eine eindeutige Entscheidung über das Fortsetzen des Anflugs treffen. Die Verwendung der roten Seitenbefeuerung ist allerdings nur auf exakt die Sichtverhältnisse beschränkt, welche in der festgelegten Versuchsumgebung eingestellt wurden.

Für Wetterbedingungen nahe der zugelassenen Minima kann bei Auftreten eines konstanten Fehlers der vertikalen Flugführungskomponente bis zu -35 m mithilfe der bisherigen visuellen Merkmale bei Erreichen der DA nicht garantiert werden, dass dieser rechtzeitig durch die Cockpitbesatzung erkannt wird.

4 Konzept Approach Light System

Durch die Einführung neuer satellitengestützter Anflugsysteme mit einer zusätzlichen vertikalen Flugführung besteht die Möglichkeit einer neuen Fehlercharakteristik der entsprechenden Flugführungskomponente. Bisher hatte ein fehlerbehaftetes Funksignal des eingesetzten ILS auf Grund des technischen Systemdesigns nur winkelbasierte Auswirkungen. Je näher sich das LFZ in Richtung der Landebahnschwelle bewegt, umso genauer wird die Flugführung und umso weniger Einfluss hat ein möglicher Fehler des GS-Signals der vertikalen Flugführungskomponente.

Bei der Verwendung des barometrischen Höhenmessers (Baro-VNAV) oder eines augmentierten Sattelitensignals (SBAS, GBAS) besteht jedoch die Gefahr eines konstanten, nicht erkennbaren, vertikalen Fehlers über den gesamten Verlauf des Endanflugs. In Kapitel 3 wurden die verschiedenen Gründe entsprechender Fehler der vertikalen Flugführungskomponente eingehend behandelt und deren Auswirkungen dargestellt.

Diverse Versuchsreihen haben gezeigt, dass bei Wetterbedingungen nahe den veröffentlichten Anflugminima die bisher geforderten visuellen Entscheidungsmerkmale für ein rechtzeitiges Erkennen entsprechender vertikaler Fehler nicht ausreichend sind. Vielmehr erweist es sich als sehr anspruchsvoll, einen vertikalen Fehler direkt bei Passieren der jeweiligen Entscheidungshöhe zu erkennen und unverzüglich entsprechende Maßnahmen einzuleiten. Bei Fehlern im Größenbereich der nach ICAO Annex 10 möglichen VAL von bis zu -35 m ist aber gerade dann ein sofortiges Erkennen und Einleiten des Fehlanflugs notwendig, um das LFZ sicher innerhalb der OFZ zu bewegen.

Das hier vorgestellte *Advanced Approach Light System* (AALS) soll als zusätzliche visuelle Referenz eingesetzt werden, um die Entscheidung des Luftfahrzeugführers bei Erreichen der Entscheidungshöhe hinsichtlich seiner relativen Vertikalposition zu unterstützen. Basierend auf zusätzlichen Befeuerungselementen und der geometrischen Position des LFZ in Bezug auf den Sollanflugweg ist das System bordunabhängig.

Zunächst erfolgt eine grundsätzliche Darstellung der Kontrolle eines LFZ im Endanflug und der Einsatz der entsprechenden Instrumente und visuellen Bodenmerkmalen. Darauf folgt eine Zusammenfassung der verschiedenen Faktoren der visuellen Entscheidungsfindung des Luftfahrzeugführers beim Erreichen des jeweiligen Minimums. Dabei werden auch die möglichen Grenzen der bisher geforderten visuellen

Entscheidungskriterien und der Einfluss entsprechender Fehlercharakteristiken und Wetterbedingungen aufgezeigt. Dann erfolgt eine ausführliche Vorstellung des neuen Systems AALS. Es werden die grundlegende Funktionsweise sowie der technische Aufbau und der Einfluss verschiedener LFZ-Konfigurationen auf die Sichtbarkeit der zusätzlichen Befeuerungselemente erläutert. Abschließend wird die operative Verwendung im Flugbetrieb beschrieben.

4.1 Kontrolle der Anflugtrajektorie

Der Instrumentenanflug wird mithilfe von technischen Hilfsmitteln zur Navigation durchgeführt. Der Luftfahrzeugführer benötigt grundsätzlich keine visuelle Referenz durch eine entsprechende Außensicht. Erst ab dem Erreichen des jeweiligen Minimums eines Instrumentenanfluges muss bestimmte visuelle Referenz innerhalb der Außensicht vorhanden sein (vgl. Abschnitt 2.5.2).

Stehen entsprechende Systeme bord- und bodenseitig zur Verfügung, ist sogar eine vollständige automatische Landung bis zum Abbremsen auf der SLB möglich (vgl. Abschnitt 2.3.2.7). Während der meisten durchgeführten Instrumentenanflüge übernimmt der Luftfahrzeugführer jedoch die manuelle Flugsteuerung während des Endanflugs. Dabei wird die Landung mithilfe seiner Instrumente und der entsprechenden visuellen Referenz zur SLB durchgeführt [140]. Dies schult einerseits die manuellen Flugsteuerungsfertigkeiten der Luftfahrzeugführer, die für den Erhalt ihrer Lizenz eine gewisse Anzahl an manuellen Landungen im Jahr nachweislich durchführen müssen [60]. Außerdem steht nicht immer die entsprechende bord- oder bodenseitige Ausrüstung zur Verfügung, um eine automatische Landung durchzuführen.

Zur manuellen Steuerung eines LFZ im Endanflug stehen dem Luftfahrzeugführer verschiedenen Hilfsmittel zur Verfügung, um dem Sollanflugweg zu folgen und das LFZ sicher auf der SLB zu landen. Diese beinhalten die Instrumente mit den Anzeigen der Parameter zur Steuerung des LFZ und die visuellen Merkmale in seiner Außensicht. Spätestens ab dem Erreichen des entsprechenden Minimums muss visuelle Referenz vorhanden sein, um die Entscheidung zum Fortsetzen des Endanflugs zu treffen und eine sichere Landung auf der SLB zu gewährleisten.

4.1.1 Flugführung mit Instrumenten

Beim Instrumentenflug erfolgt die Kontrolle des Einhaltens eines Sollflugweges mithilfe der Instrumente (vgl. Abschnitt 2.1). In einem modernen Verkehrsflugzeug stehen

dem Luftfahrzeugführer im *Primary Flight Display* die Informationen der primären Flugsteuerungsparameter zur Verfügung (vgl. Abbildung 4-1). Diese beinhalten:

- Lage im Raum (künstlicher Horizont, in der Mitte)
- Geschwindigkeit (Fahrtenmesser, links)
- barometrische Höhe über MSL (Höhenmesser, rechts)
- Steig- oder Sinkrate (Variometer, rechts neben dem Höhenmesser)
- Höhe über Grund (Radiohöhenmesse, Zahl unten im künstlichen Horizont)
- Steuerkurs (Kurskreisel, unten)

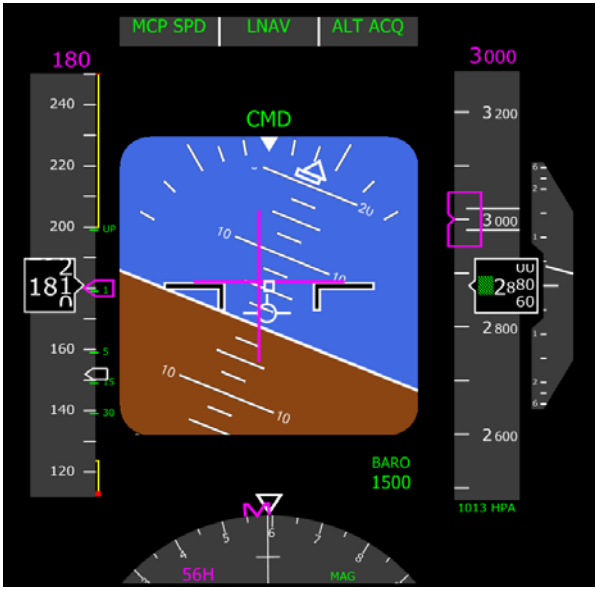


Abbildung 4-1: Primary Flight Display [25]

Mithilfe dieser Anzeigen im PFD – dem sogenannten Basic-T [12]– ist der Luftfahrzeugführer grundsätzlich in der Lage, das LFZ stabil im Raum zu kontrollieren. Für das präzise Erfliegen eines bestimmten Sollanflugwegs benötigt er zusätzliche Informationen.

[12] Basic-T: Basis-Anzeigen sind in einem Cockpit mit analogen Instrumenten in einer T-Form angeordnet

Im *Navigation Display* wird mithilfe der zur Verfügung stehenden Navigations-Sensorik die absolute Position des LFZ und der weitere laterale Sollflugweg des gewählten Instrumentenflugverfahren angezeigt (vgl. Abbildung 4-2). Außerdem wird die Relativposition als Ablage bezüglich des gewählten lateralen und vertikalen Sollanflugwegs des Instrumentenanflugverfahrens mithilfe der *Devation Bars* im PFD dargestellt (Magenta Rauten). Dazu dienen die lateralen und vertikalen Flugführungskomponenten des jeweiligen Instrumentenflugverfahrens.

Die *Deviation Bars* wirken als Kommandoanzeigen, d. h. sie kommandieren die entsprechende Bewegungsrichtung zum Erreichen des jeweiligen Sollanflugwegs. Es erfolgt jedoch keine genaue Vorgabe der Größe und der Richtung des Manövers zur Korrektur der Anflugtrajektorie. Der Luftfahrzeugführer muss die *Deviation Bars*, die Anzeigen seiner aktuellen Trajektorie und die Trajektorie des Sollanflugwegs miteinander vergleichen, interpretieren und eine entsprechende Korrektur vornehmen. Ein sogenannter „*Raw Data*“ Anflug, d. h. ein Instrumentenanflug in IMC, nur mithilfe der bisher genannten Anzeigen, erweist sich daher als äußerst anspruchsvoll [35].

Abbildung 4-2: Navigation Display im Endanflug [5]

Eine weitere Anzeige zur Unterstützung der Flugführung während des Instrumentenflugs ist der „*Flight Director*“ (FD). Dieser ist in den meisten zivilen Verkehrsflugzeugen als Kreuzanzeige im PFD im künstlichen Horizont integriert (vgl. Abbildung 4-1, Magenta Kreuzanzeige). Der FD wird im *Autoflight System* des LFZ erzeugt und gibt, basierend auf dem gewählten Instrumentenflugverfahren oder manueller Vorgaben hinsichtlich Steuerkurs oder Höhe (*selected mode*), eine exaktes Kommando zum Erfliegen des Sollflugweges. Der FD agiert ähnlich den *Deviation Bars* als Kommandoanzeige, gibt aber genaue Angaben hinsichtlich Größe und Richtung der Korrektur der Trajektorie. Ist die Anzeige des FD genau mittig zentriert, befindet sich das LFZ exakt auf dem gewählten Sollanflugweg. [5]

Während eines Instrumentenanflugs ist der FD ein wichtiger Bestandteil der manuellen Flugführung. Solange sich das LFZ in IMC befindet und keine Außensicht vorhanden ist, sind die Anzeigen im PFD und ND die einzige Möglichkeit der Cockpitbesatzung, um die Anflugtrajektorie zu überwachen und zu korrigieren. [35][128]

4.1.2 Visuelle Flugführung

Auch im Instrumentenflug – speziell im Endanflug – ist die Flugführung mithilfe visueller Merkmale eine Möglichkeit der Kontrolle der Anflugtrajektorie. Spätestens beim Erreichen der Entscheidungshöhe eines Instrumentenanflugverfahrens muss der Luftfahrzeugführer mithilfe visueller Referenz eine Entscheidung über das Fortsetzen des Anflugs durchführen (vgl. Abschnitt 2.5.1). Das Ausschweben (*Flare*) bei manueller Kontrolle des LFZ erfolgt ebenfalls an Hand visueller Referenz zur SLB [53]. Aber auch schon vor Erreichen der Entscheidungshöhe, in Abhängigkeit der gegebenen Wetterbedingungen, kann der Luftfahrzeugführer verschiedene visuelle Hilfsmittel zur zusätzlichen Kontrolle der Anflugtrajektorie verwenden [10].

Visuelle Anflughilfen, wie das PAPI oder VASI, geben Rückmeldung über das Einhalten des vertikalen Sollanflugwegs. Mithilfe des ALS kann die Position bezüglich des lateralen Sollanflugwegs kontrolliert werden. Aber auch bestimmte Bodenmerkmale können Aufschluss über Position und Geschwindigkeit des LFZ geben. In Abhängigkeit der aktuellen Sichtbedingungen wählt der Luftfahrzeugführer während des Endanflugs die verschiedenen Hilfsmittel – Instrumente oder visuelle Referenz – zum Abgleich seiner aktuellen Position zum Sollanflugweg. Je niedriger die Sichtbedingungen hinsichtlich RVR und *Ceiling* sind, umso später erfolgt das Hinzuziehen entsprechender visueller Merkmale [2][10][52].

Sobald die Wolkenuntergrenze passiert wird und visuelle Merkmale des Flughafens durch die Cockpitbesatzung identifiziert werden, erfolgt der entsprechende *Callout* des PNF „*Field in Sight*“. Der PF hat nun die Möglichkeit, neben den Instrumenten auch die entsprechend Referenz der Außensicht (u. a. PAPI/VASI, ALS, SLB) für die Kontrolle der Anflugtrajektorie zu verwenden [2][35]. Die sogenannte „*Transition Phase*“ kennzeichnet die Phase im Anflug. In dieser erfolgt der Übergang von der Kontrolle über die Instrumente (*Head-down*) zur Kontrolle mithilfe der Außensicht (*Head-up*). Je besser die aktuellen Sichtbedingungen sind, desto früher erfolgt der Übergang [77].

Im letzten Abschnitt des Endanflugs, nach dem Passieren der Entscheidungshöhe und der *Transition Phase*, kontrolliert der Luftfahrzeugführer das korrekte Einhalten des Sollanflugwegs mithilfe der ihm zur Verfügung stehenden visuellen Merkmale. Neben dem PAPI/VASI, das ihm direkte Auskunft über seine Vertikalposition hinsichtlich des Sollanflugwegs zur Verfügung stellt (vgl. Abschnitt 2.4.4), bestehen weitere visuelle Hilfsmittel. Abbildung 4-3 und Tabelle 4-1 zeigen einige der Merkmale, die im räumlichen Wahrnehmungsvermögen des Menschen begründet sind [76].

Symbol	Merkmal	Information
ϕ	Winkel zwischen realen Horizont und Horizontalen	Rollwinkel (roll)
β	Winkel zwischen SLB Mittellinie und Senkrechten	Ausrichtung zur SLB
Θ	Winkel zwischen SLB Seitenlinien	Höhe
Y	Distanz zwischen Glareshield und Horizont	Neigungswinkel (pitch)
w	Abstand der Aiming Point Markierung	Entfernung zur Aufsetzzone
dH	Abstand zwischen Aiming Point und Horizont	Winkel des vertikalen Anflugwegs

Tabelle 4-1: Visuelle Merkmale im Endanflug

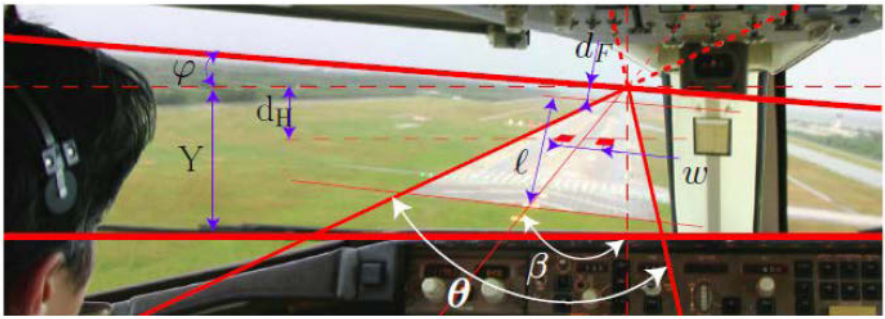


Abbildung 4-3: Visuelle Merkmale zur Kontrolle der Anflugtrajektorie [52]

Bestimmte Veränderungen der in Tabelle 4-1 genannten Merkmale dienen dem Luftfahrzeugführer zur Kontrolle seiner Position im Raum und der Einhaltung der korrekten Anflugtrajektorie. Die Veränderung des Winkels Θ zwischen den beiden Seitenmarkierungen der SLB gibt Auskunft über die Veränderung der Höhe im Anflug. Nimmt die Höhe des LFZ ab, zeigt sich dem Luftfahrzeugführer optisch eine Vergrößerung des Winkels. Die Winkelzunahme erfährt mit abnehmender Höhe trotz konstanter Sinkrate eine Beschleunigung. In Abbildung 4-4 ist die Zunahme des Winkels Θ mit abnehmender Höhe von links nach rechts dargestellt. [52]

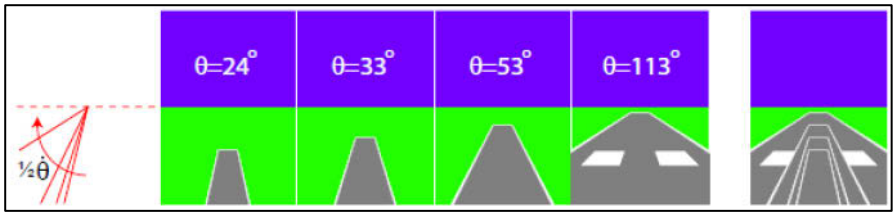


Abbildung 4-4: Zusammenhang von Höhe und Winkel Θ [52]

Der Abstand zwischen den Zielpunkt-Markierungen in der Aufsetztone (*Aimpoint Markers*) und dem Horizont d_H gibt Information über den aktuellen Winkel des vertikalen Flugwegs. Bleibt der Abstand während des Anflugs konstant, bleibt dies auch der Winkel des vertikalen Flugwegs. Der Luftfahrzeugführer kann so kontrollieren, ob er während des Endanflugs einen konstanten Anflugwinkel (Gleitwinkel) einhält (vgl. Abbildung 4-5) [51][76].

Gerade im letzten Abschnitt des Endanflugs (Höhe < 100 ft AGL) und zum Ausschweben innerhalb der Aufsetzzone, basiert die Kontrolle der Trajektorie des LFZ bei manueller Flugführung vorwiegend auf den hier vorgestellten visuellen Merkmalen.

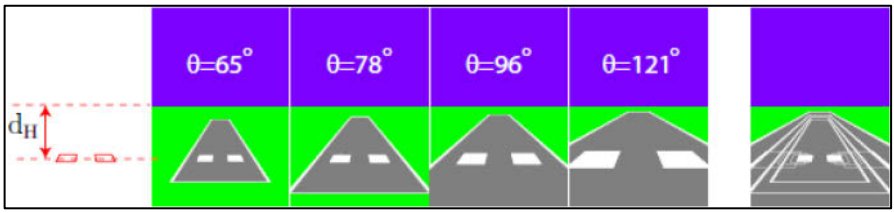


Abbildung 4-5: Zusammenhang des Anflugwinkels und dH [52]

4.1.3 Einschränkungen der visuellen Entscheidungsfindung

Mithilfe der Instrumente und entsprechender visuellen Merkmale in der Außensicht kann die Cockpitbesatzung das korrekte Einhalten der Anflugtrajektorie überprüfen. Je schlechter die Sichtbedingungen werden, umso länger wird der Anteil der Kontrolle über die Instrumente bis zum Aufsetzen auf der SLB. Bei einem PA CAT III Anflug erfolgt die Überwachung des gesamten Endanflugs nur mithilfe der Instrumente. Die Flugführung erfolgt dazu vollständig mit dem Autopiloten (AP). Dementsprechend gelten für diesen Anflugtyp die höchsten Anforderungen hinsichtlich Signalqualität der verwendeten lateralen und vertikalen Flugführungskomponenten (vgl. Abschnitt 3.3.1).

Bei Erreichen der jeweiligen Entscheidungshöhe muss der Luftfahrzeugführer anhand entsprechender visueller Merkmale entscheiden, ob der Anflug fortgesetzt wird. Bei einem APV oder PA CAT I reichen hierfür einzelne Befeuerungselemente des ALS [61]. Sind diese bei Erreichen der jeweiligen DA sichtbar, kann der Anflug fortgesetzt werden. Die Ausrichtung der Befeuerungselemente im Sichtfeld der Cockpitbesatzung gibt dabei Auskunft über die Position bezüglich des lateralen Sollanflugwegs.

Die Kontrolle der Position hinsichtlich des vertikalen Sollanflugwegs ist jedoch allein mithilfe der Befeuerungselemente des ALS nicht möglich. Durch den Einsatz von Befeuerungssystemen unterschiedlicher Länge (vgl. Abschnitt 2.4.3), tagesaktueller Sichtbedingungen und unterschiedlichen Anstellwinkeln des LFZ kommt es beim Moment des Erreichens – auch bei immer wieder gleicher Entscheidungshöhe (z. B. PA CAT I – 200 ft AGL) – zu unterschiedlichen visuellen Darstellungen im Cockpit.

Eine Referenz-Darstellung des ALS im Sichtfeld der Cockpitbesatzung für verschiedene Entscheidungshöhen ist somit nicht verfügbar [12][19][43].

Abbildung 4-6 zeigt das visuelle Bild bei Erreichen der DA von 200 ft AGL bei einem ILS CAT I Anflug mit einem Airbus A320. Die aktuellen Sichtweiten beträgt ca. 600 m RVR ca. 750 m RVR. Rot markiert sind die Befeuerungselemente des ALS, die zum ordnungsgemäßen Fortsetzen des Anflugs ausreichen. Auf Grund der entsprechenden Geometrie (3° Anflugwinkel, DA 200 ft AGL) wird das Minimum 3.816 ft bzw. 1.163 m vor der Position des GS erreicht.

Das PAPI oder VASI, welches dem Luftfahrzeugführer Auskunft über seine Position bezüglich des vertikalen Sollanflugwegs geben könnte, ist unter den gegebenen Sichtbedingungen nicht zu erkennen. Es befindet sich ca. 100 m hinter der Position der GS-Antenne – je nach Harmonisierung auf verschiedene LFZ-Typen (vgl. Abschnitt 2.4.4). Auch die Schwellenbefeuerung oder Seitenbefeuerung der SLB ist nicht sichtbar.

Abbildung 4-6: Sichtbare Befeuerungselemente des ALS bei Erreichen der Entscheidungshöhe [eigene Aufnahme]

Bei einem konstanten, negativen Fehler des vertikalen Flugführungssignals, der zudem auf Grund fehlender Anzeigen unerkannt bleibt, würde die Entscheidungshöhe noch weiter entfernt vor der Landebahnschwelle erreicht werden. Ein Fehler von -28 m hätte eine Verschiebung von 534 m entlang der Anfluggrundlinie zur Folge (vgl.

Abbildung 4-7). Dennoch würde das ALS – wie in Abbildung 4-6 – bei einem solchen vertikalen Fehler bei Erreichen der DA vermutlich weiterhin erkennbar sein und der Anflug fortgesetzt werden. Die in Abschnitt 3.4 vorgestellten Versuchsreihen unterstützen diese Annahme. Erst ab einer RVR von >1.700 m würde das PAPI bei Erreichen der DA sichtbar sein und die entsprechende vertikale Ablage anzeigen [43].

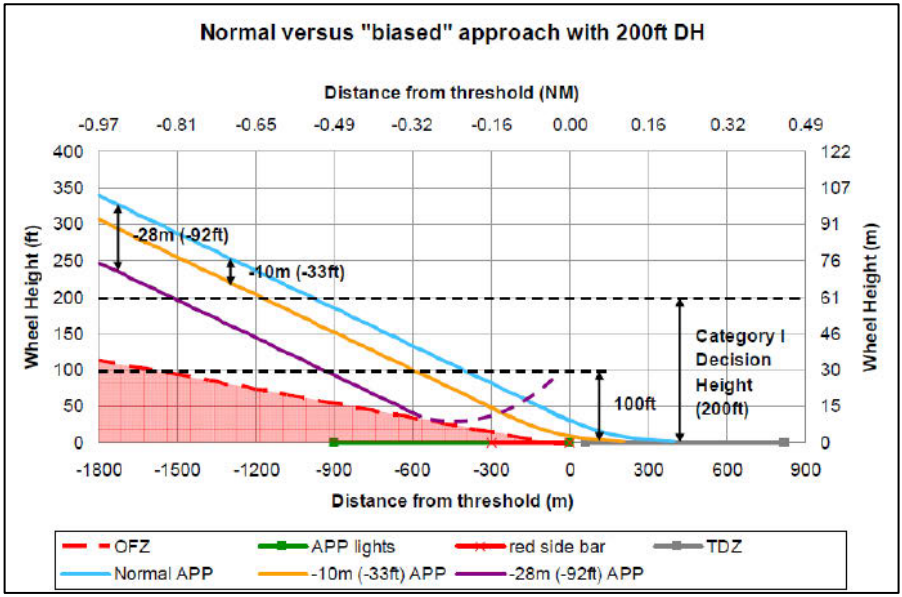


Abbildung 4-7: Vergleich verschiedener vertikaler Fehler im Endanflug [43]

Bisherige Fehler der vertikalen Flugführungskomponente sind von winkelbasierter Charakteristik (GS des ILS). Kann die Auswirkung auf die vertikale Ablage zum Sollanflugweg zu Anfang des Anflugs möglicherweise noch sehr groß sein, wird sie im weiteren Verlauf immer kleiner und geht bei Erreichen der Landebahnschwelle gegen null (vgl. Abbildung 4-8) [32]. Fehler der Flugführungskomponente bei BARO/VNAV, SBAS-LPV oder GLS Anflügen können jedoch konstant über den gesamten Endanflug auftreten (vgl. Abschnitt 3.2.2 und 3.2.3) [101]. Solange die Anzeigen im PFD keine Ablage zum Sollanflug anzeigen und dem Luftfahrzeugführer in IMC keine weiteren Anhaltspunkte zur Kontrolle seiner relativen Vertikalposition zur Verfügung

stehen, kann er kein Situationsbewusstsein bezüglich der Auswirkung des fehlerhaften Flugführungssignals entwickeln.

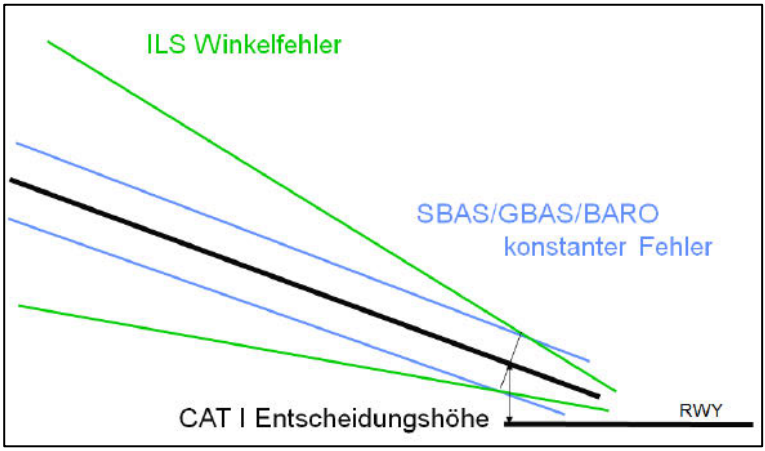


Abbildung 4-8: Winkelfehler - Konstanter Fehler [eigene Darstellung]

Beim Erreichen der Entscheidungshöhe ist der Luftfahrzeugführer aufgrund der mentalen Erwartungshaltung basierend auf den korrekten Anzeigen im PFD (*Deviation Bars*, FD) nicht in der Lage, den vertikalen Fehler adäquat identifizieren. Gerade bei Sichtbedingungen nahe den veröffentlichten Minima kontrolliert der PF nach Passieren der Entscheidungshöhe (*Head-up*) und der erfolgreichen Identifizierung der geforderten visuellen Referenz zum ALS das Einhalten des Sollanflugwegs vorerst weiter über die Instrumente (*Head-down*) [75][77].

Die in Abschnitt 3.4.1 beschriebene EUROCONTROL/TUB-Versuchsreihe zeigte diesen Effekt bei nahezu allen Versuchsteilnehmern. Einige Teilnehmer setzten bei einem vertikalen Fehler von -20 m und -28 m sogar bereits zum Ausschweben des LFZ an, obwohl sie sich weit vor der Landebahnschwelle befanden. Erst dann erkannten sie den Fehler und leiteten den Fehlanflug ein [43].

Im Anschluss durchgeführte Befragungen ergaben, dass aufgrund der korrekten Anzeigen im PFD und dem erfolgreichen Identifizieren der geforderten visuellen Referenz beim Passieren der Entscheidungshöhe keiner der Probanden einen entsprechenden vertikalen Fehler erwartet hatte. Das Erkennen des Fehlers und Verwerfen

der, auf den Anzeigen im PFD basierenden, mentalen Erwartungshaltung erforderte zu viel Zeit. Nach dem Passieren der DA in 200 ft AGL bis zur möglichen Landung standen dem Luftfahrzeugführer nur ca. 20 s für das Einleiten des Fehlanflugverfahrens zur Verfügung. Eine Annäherung an die Grenze der OFZ oder sogar ein Verlassen dieser war die Folge [43].

4.2 Advanced Approach Light System

Bei konstanten Fehlern der vertikalen Flugführungskomponente und Sichtbedingungen im Bereich der Anflugminima für APV- (Baro/VNAV, SBAS-LPV) und GLS- (GBAS) Anflüge (RVR ≥ 550 m) sind die derzeit verfügbaren visuellen Merkmale beim Erreichen der Entscheidungshöhe möglicherweise nicht ausreichend genug. Die –den Regularien entsprechend geforderten –Elemente der Anflugbefeuerung bieten dem Luftfahrzeugführer bei geringen Sichtweiten wenig Referenz bezüglich seiner Relativposition zum vertikalen Sollanflugweg (vgl. Abschnitt 2.5.2) [56][62]. Das bodengestützte PAPI/VASI, welches unabhängig von eventueller Fehler der Flugführungskomponenten wirkt, ist bei Erreichen der Entscheidungshöhe erst ab wesentlich höheren Sichtweiten (RVR > 1.700 m) sichtbar. Um bei entsprechenden vertikalen Ablagen zum Sollanflugweg noch Hindernisfreiheit zu gewährleisten, muss die Entscheidung zum Fehlanflug jedoch umgehend getroffen werden [134].

Das *Advanced Approach Light System* ist als zusätzliches visuelles Hilfsmittel konzipiert, um dem Luftfahrzeugführer beim Erreichen der Entscheidungshöhe eine eindeutige Aussage bezüglich seiner vertikalen Relativposition bezüglich des Sollanflugwegs zu geben. Dass AALS gibt im hier vorgestellten Konzept nur Auskunft über negative vertikale Fehler. Entsprechende Versuchsreihen haben gezeigt, dass positive vertikale Fehler eine wesentlich geringere Gefahr für den Flugbetrieb darstellen (vgl. Abschnitt 3.4). Befindet sich das LFZ zu hoch, kann ein Verlassen der OFZ nicht erfolgen. Außerdem kann der Fehler spätestens durch das zu hohe Überfliegen der Landebahnschwelle erkannt werden und ein Abbruch der Landung erfolgen [43].

Der grundsätzliche Aufbau und das Funktionsprinzip ähnelt dem eines VASI (vgl. Abschnitt 2.4.4.2). Das AALS ist jedoch so in der Verlängerung der Anfluggrundlinie positioniert, dass es auch bei Sichtweiten nahe der jeweiligen Minima vom Luftfahrzeugführer beim Erreichen der DA bereits eindeutig identifiziert und abgelesen werden kann. Ein Verlassen der OFZ durch ein Fortsetzen des Anflugs – trotz vertikalem Fehler – soll somit verhindert werden. Das AALS zeigt dem Luftfahrzeugführer bei Erreichen der Entscheidungshöhe über verschiedenfarbige Lampen an, ob sich das

LFZ innerhalb eines vordefinierten vertikalen Bereichs um den Sollanflugweg befindet. Mithilfe des AALS kann umgehend eine Entscheidung über die Fortsetzung des Anflugs hinsichtlich der vertikalen Ablage getroffen werden. Befindet sich das LFZ zu tief, kann dies eindeutig identifiziert werden und umgehend der Fehlanflug eingeleitet werden. Dabei ist die Funktionsweise des AALS allein basierend auf verschieden positionierten Lichtquellen und dem Sichtwinkel des Luftfahrzeugführers im Anflug gestaltet. Es unterliegt somit keinen Einflüssen eventueller technischer Fehler der Flugführungskomponenten.

4.2.1 Grundsätzliche Funktionsweise

Die grundsätzliche Funktionsweise des AALS basiert auf der Tatsache, dass das LFZ bei einem konstanten vertikalen Fehler die jeweilige Entscheidungshöhe an einer veränderten lateralen Position erreicht. Unterliegt das vertikale Flugführungssignal einem negativen Fehler, so erreicht das LFZ die Entscheidungshöhe auf Grund der entsprechenden Geometrie weiter entfernt von der Landebahnschwelle entlang der Anfluggrundlinie (vgl. Abbildung 4-9).

Mehrere hintereinander angeordnete Lichtquellen Kennzeichnen nun je nach Position des Betrachters im Anflug einen bestimmten Bereich entlang des Sollanflugwegs mit roten oder mit weißen Licht. Im roten Bereich hat das LFZ die Entscheidungshöhe zu weit entfernt von der Landebahnschwelle erreicht und ist folglich tiefer als der Sollanflugweg. Die Grenze zwischen weiß und rot wird durch entsprechende Filter vor den Lichtquellen erzeugt. Sie kann so hinsichtlich der Entscheidungshöhe ausgerichtet werden, dass eine vorgegebene Fehlergröße (Δx) noch toleriert wird. Dies erfolgt durch eine Verschiebung des rot/weiß Bereichs entlang der Anfluggrundlinie.

Befindet sich das LFZ bei Erreichen der Entscheidungshöhe auf Grund eines vertikalen Fehlers zu weit vor der Landebahnschwelle, folglich also unterhalb des Sollanflugwegs erscheinen alle Lichtquellen rot. Sollte das LFZ auf Grund eines Fehlers des barometrischen Höhenmessers tiefer als gedacht sein, erscheinen die Lampen ebenso rot (vgl. Abschnitt 3.2.2). Befindet sich das LFZ bei Erreichen der Entscheidungshöhe innerhalb des akzeptablen Bereichs in der entsprechenden Entfernung zur Landebahnschwelle, erscheinen alle Lichtquellen weiß (vgl. Abbildung 4-9).

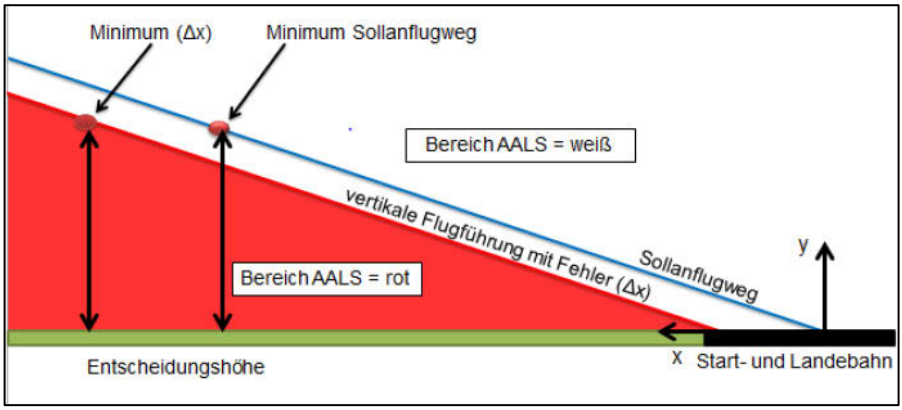


Abbildung 4-9: Grundprinzip des Advanced Approach Light System [eigene Darstellung]

Damit die Lichtquellen des AALS auch bei niedrigen Sichtweiten für den Luftfahrzeugführer nutzbar sind, werden sie innerhalb des sichtbaren Bereichs in Abhängigkeit der minimal zugelassenen RVR der jeweiligen Entscheidungshöhe positioniert. Der sichtbare Bereich für die Cockpitbesatzung wird zum einen durch die vorhandene Sichtweite in Form der RVR limitiert. Außerdem besteht je nach Luftfahrzeugtyp und Anstellwinkel während des Anflugs ein nicht einsehbarer Bereich unter dem LFZ (*Visual-Cut-Off*). Die Differenz beider Größen ergibt den Bodensichtbereich (vgl. Abbildung 4-10). Das AALS muss so positioniert sein, dass es bei Erreichen der Entscheidungshöhe sich im Bodensichtbereich des jeweiligen LFZ befindet.

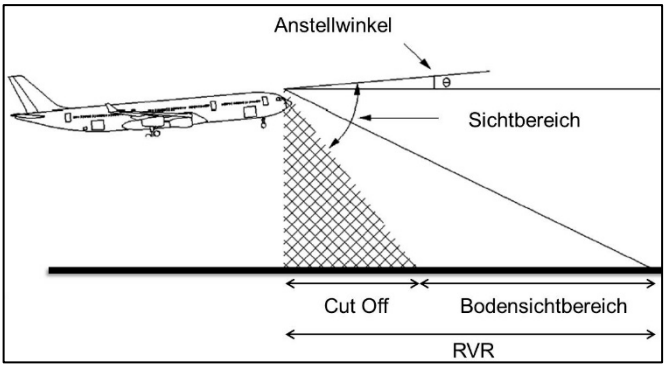


Abbildung 4-10:: Möglicher Sichtbereich der Cockpitbesatzung

Das AALS ist so konstruiert, dass keine Zwischenstufen hinsichtlich der Position zum Sollanflugweg – ähnlich dem PAPI oder VASI – existieren. Bei Erreichen der Entscheidungshöhe kann so eine klare postiv/negativ Entscheidung getroffen werden. Ist das LFZ zu tief, erscheinen dem Luftfahrzeugführer alle Lichtquellen rot. Befindet es sich im akzeptablen Bereich auf dem Sollanflugweg, erscheinen alle Lichtquellen weiß. Es reicht für die operative Anwendung aus, wenn für den Luftfahrzeugführer zum Zeitpunkt des Erreichens der Entscheidungshöhe mindestens eine Lichtquelle im Bodensichtbereich des LFZ zu sehen ist.

Das AALS ist hinsichtlich der Funktionalität unabhängig von der zur Flugführung verwendeten Technologie. Es basiert allein auf der visuellen Wahrnehmung der am Boden positionierten Lichtquellen, in Abhängigkeit der Position der Cockpitbesatzung entlang der Anflugtrajektorie. Die in Kapitel 3 behandelten Fehlerquellen haben somit keinen Einfluss auf die, durch das AALS übermittelte Information bezüglich der vertikalen Ablage zum Sollanflugweg.

Abbildung 4-11 zeigt die beiden Anzeigeoptionen des AALS, welches in Form von 5 Lampen links neben dem bestehenden ALS installiert ist. Das linke Bild zeigt die Anzeige bei Erreichen der Entscheidungshöhe auf dem Sollanflugweg, das rechte Bild auf einem Anflug mit einem konstanten vertikalen Fehler von -20 m. Deutlich erkennbar ist die größere Distanz zur Landebahnschwelle, welche bei entsprechenden Sichtbedingungen nicht mehr wahrgenommen wird.

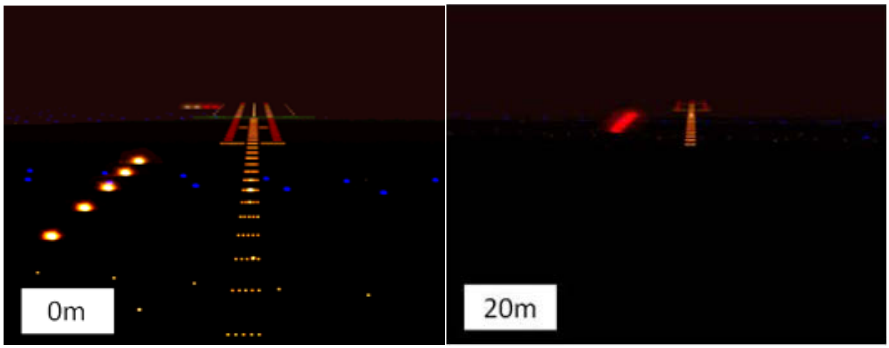


Abbildung 4-11: Verschiedene Anzeigeoptionen des AALS [eigene Darstellung]

4.2.2 Technischer Aufbau des AALS

Das AALS besteht aus mehreren parallel zum ALS entlang der Anfluggrundlinie installierte Lichtquellen. Diese sind mit entsprechenden Filtern ausgerüstet, so dass sie in Abhängigkeit des Betrachtungswinkels entweder rot oder weiß erscheinen. Das Funktionsprinzip entspricht den Lampen des PAPI oder VASI (vgl. Abschnitt 2.4.4).

Durch entsprechende Positionierung und Ausrichtung der Lampen wird der korrekte Bereich beim Passieren der Entscheidungshöhe markiert. Durch Verschieben der Lampen entlang der Anfluggrundlinie kann die Grenze zwischen rot und weiß variiert und auf die entsprechende Entscheidungshöhe zzgl. eines noch akzeptablen Fehlers eingestellt werden.

Die Lampen sind dabei so ausgerichtet, dass der Übergang zwischen dem akzeptablen (weiß) und nicht mehr akzeptablen Bereich (rot) klar zueinander abgegrenzt ist. Es besteht kein Übergangsbereich, so dass bei Erreichen der Entscheidungshöhe eine klare Entscheidung seitens des Luftfahrzeugführers getroffen werden kann (*on slope – not on slope*).

Abbildung 4-12 stellt die Ausrichtung der farblichen Bereiche einer Lampe des AALS dar. Das AALS kann konstruktionsbedingt nur für eine bestimmte Entscheidungshöhe einer Landebahnrichtung ausgerichtet werden. Für jede weitere Entscheidungshöhe eines entsprechenden Anfluges muss ein weiteres AALS installiert und ausgerichtet werden. Der Parameter „Δx“ stellt hier den noch akzeptierten vertikalen Fehler bezüglich des Sollanflugwegs dar. Erreicht das LFZ die Entscheidungshöhe exakt mit dem vertikalen Fehler „Δx“, erscheint das AALS genau zum Zeitpunkt des Passierens weiß.

Befindet sich das LFZ etwas unterhalb des vertikalen Fehlers „Δx“, erscheinen das AALS bei Passieren der Entscheidungshöhe rot. Bewegt sich das LFZ nach Passieren der Entscheidungshöhe weiter auf der Anflugtrajektorie, erreicht es den weißen Bereich der Lampe. Der Luftfahrzeugführer erhält dann – trotz eines zu hohen vertikalen Fehlers – eine weiße Anzeige des AALS. Das AALS funktioniert folglich als visuelles Hilfsmittel nur für den Moment des Passierens der Entscheidungshöhe. Es kann nicht gleich dem PAPI oder VASI für den gesamten Endanflug – sofern sichtbar – als Unterstützung für das Einhalten des vertikalen Sollanflugwegs verwendet werden. Die genaue Anwendung im Flugbetrieb und das entsprechende Verfahren für die Cockpitbesatzung wird in Abschnitt 4.2.4 erläutert.

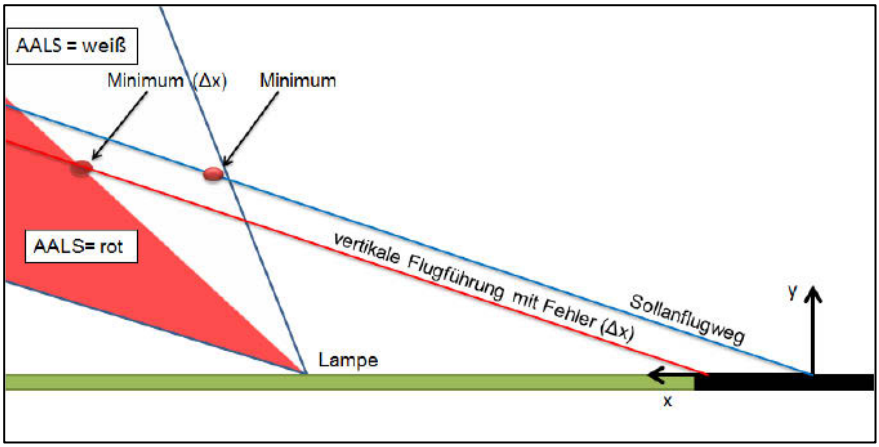


Abbildung 4-12: Unterschiedliche Farbbereiche AALS [eigene Darstellung]

Abbildung 4-13 zeigt die Umsetzung eines AALS mit fünf verwendeten Befeuerungselementen. Jedes der Befeuerungselemente ist mit einem unterschiedlichen Winkel $\alpha_{1\text{-}5}$ aufgestellt, so dass die Grenze zwischen rot und weiß exakt im Punkt „Minimum (Δx)“ fokussiert ist. Dieser Punkt wird „AALS-Referenzpunkt“ genannt. „L“ stellt den lateralen Abstand des LFZ zum ersten Befeuerungselement am Boden dar, „a“ die jeweiligen Abstände der Elemente zueinander und „DA“ die Entscheidungshöhe, die als Basis für die Ausrichtung des entsprechenden AALS verwendet wird.

Folgende Winkelbeziehung besteht zwischen „Δx“ und dem lateralen Abstand zwischen „Minimum (Δx)“ und „Minimum“:

$$Abstand = \frac{\Delta x}{\tan Anflugwinkel}$$

Je flacher der Winkel des vertikalen Sollanflugwegs, umso weiter entfernt von der Landebahnschwelle erreicht das LFZ bei einem vertikalen Fehler die Entscheidungshöhe. Die Abstände „L“ und „a“ müssen so gewählt werden, dass in Abhängigkeit der Bodensicht des LFZ, der dem Anflugverfahren entsprechenden minimalen RVR und der gewählten Grenze zwischen rot und weiß mindestens eine Lampe beim Erreichen der Entscheidungshöhe „DA“ zu sehen ist. Sollte das LFZ wesentlich weiter entfernt

von der Landebahnschwelle, d. h. tiefer zum Sollanflugweg, die Entscheidungshöhe passieren, kann der Luftfahrzeugführer je nach Sichtbedingungen möglicherweise keine Lampe sehen. Auch dann ist unverzüglich das Fehlanflugverfahren einzuleiten (vgl. Abschnitt 4.2.4).

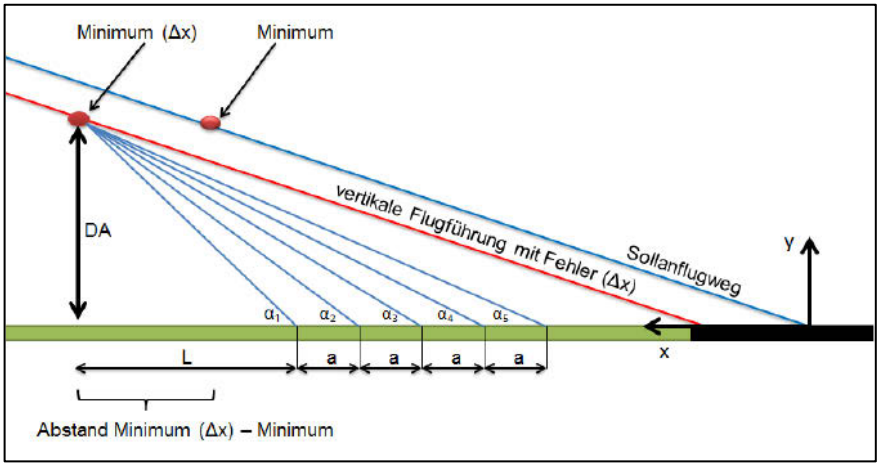


Abbildung 4-13: Abmaß und Winkel des AALS [eigene Darstellung]

Die Befeuerungselemente werden parallel entlang der Anfluggrundlinie positioniert, dass sie sich im Blickfeld der Cockpitbesatzung befinden. Für die hier durchgeführten Versuche wurden sie in mit einem entsprechendem Abstand zum bestehenden ALS auf der Seite des PF aufgestellt (links), da dieser die Entscheidung für das Fortsetzen des Anflugs trifft (vgl. Abbildung 4-14, Landebahn 25C). Bei einem realen Einsatz müssten auf beiden Seiten der Anfluggrundlinie Lampen installiert werden, falls der PF während des Anflugs auf der rechten Seite des Cockpits sitzt (*First Officer*). Auch eine vollständige Integration in das bestehende ALS ist denkbar.

Abbildung 4-14: Positionierung der Lampen des AALS [eigene Darstellung]

4.2.3 Harmonisierung des AALS auf verschiedene Luftfahrzeugtypen

Das AALS ist ein visuelles bodengestütztes System, welches den Luftfahrzeugführer bei der Einschätzung hinsichtlich des vertikalen Sollanflugwegs bei Erreichen der Entscheidungshöhe unterstützt. Das System muss so am Boden installiert und ausgerichtet sein, dass es für verschiedene Luftfahrzeugtypen gleichermaßen nutzbar ist. Relevante Unterschiede für die Auslegung des AALS sind zum einen der bereits erwähnte *Visual-Cut-Off* und die daraus resultierende Bodensicht der verschiedenen LFZ. Außerdem bestehen Unterschiede hinsichtlich der *Pilot-Eye-Position* über dem

vertikalen Sollanflugweg, die schon bei der Harmonisierung und entsprechenden Positionierung des PAPI relevant sind (vgl. Abschnitt 2.4.4.1).

4.2.3.1 Pilot Eye Position

Allgemein erscheinen je nach Position der *Pilot-Eye-Position* während des Anflugs die Lampen des AALS für den Luftfahrzeugführer weiß oder rot. Exakt beim Passieren der Entscheidungshöhe sollen alle Lampen – sofern sich das LFZ innerhalb des definierten akzeptablen Bereichs befindet – weiß erscheinen. Sind sie rot, befindet sich das LFZ unterhalb des akzeptablen Bereichs und der Fehlanflug muss unverzüglich eingeleitet werden.

Das LFZ folgt während eines APV- oder PA-Instrumentenanflugs mithilfe der jeweiligen vertikalen Flugführungskomponente dem vertikalen Sollanflugweg. Bei einem ILS-Anflug besteht die vertikale Flugführungskomponente aus dem Signal der GS-Antenne am Boden und wird im LFZ mit einer entsprechenden Antenne im Bug empfangen. Bei einem Baro/VNAV-Anflug basiert die vertikale Flugführungskomponente auf der barometrischen Höhenmessung des LFZ. Die Sensoren für das Messen des statischen Drucks (*Static Port*) sitzen ebenfalls im Bug des LFZ [5]. Bei einem SBAS-LPV- oder GLS-Anflug wird die vertikale Flugführungskomponente durch das augmentierte Satteliten-Signal gestellt. Der Empfang der entsprechenden Signale erfolgt über die Sattelitenantenne, die sich auf der Oberseite des Rumpfes befindet, und den VHF-Antennen an der Unter- und Oberseite des Rumpfes für das GBAS-Korrektursignal [115].

Alle empfangenen Signale der jeweiligen vertikalen Flugführungskomponente werden im Empfangsgerät (*Multimode Receiver,* MMR) des LFZ verarbeitet, um die entsprechende Ablage zum Sollanflugweg zu bestimmen und dem Luftfahrzeugführer in den entsprechenden Anzeigen darzustellen. Dabei verwendet der MMR einen Luftfahrzeugspezifischen *Navigation Reference Point* (oder *Guidance Reference Point,* GRP), der als Referenz zum Sollanflugweg (horizontal/vertikal) dient. Die Position des GRP ist im *Multimode Receiver* gespeichert und liegt an der Position der GS- und LLZ-Empfangsantennen [1][78][114]. Diese befinden sich gewöhnlich in der Luftfahrzeugnase (vgl. Abbildung 4-15).

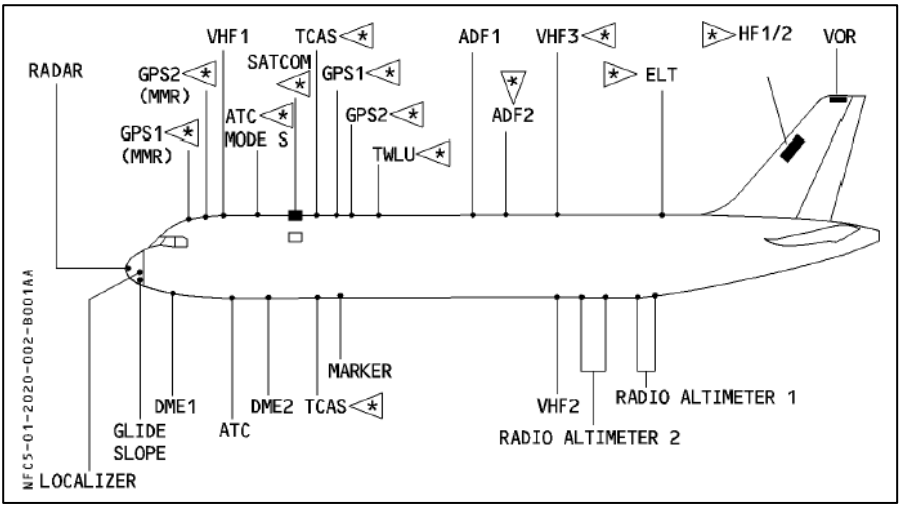


Abbildung 4-15: Position der Empfangsantennen eines Airbus A320 [5]

Das LFZ bewegt sich unter Verwendung der unterschiedlichen Flugführungskomponenten immer mit der gleichen Position und Ausrichtung entlang des vertikalen Sollanflugwegs. Folglich ist auch die *Pilot-Eye-Position* bei allen verschiedenen Systemen zur vertikalen Flugführung für einen Luftfahrzeugtyp gleichbleibend, hinsichtlich des vertikalen Sollanflugwegs. Sie ist abhängig von der jeweiligen *Eye-to-Antenna-Height* des spezifischen LFZ und des Anstellwinkels während des Endanflugs.

In Anhang 1 sind verschiedenen Werte gängiger Luftfahrzeugtypen der *Eye-to-Antenna-Height* in Abhängigkeit des Anflugwinkels und der jeweiligen Klappen-Konfiguration genannt. Diese basieren auf dem ICAO Doc 9157 „*Aerodrome Design Manual - Volume 4, Visual Aids*“ und den jeweiligen Referenzdokumenten der Luftfahrzeughersteller. Der kleinste Wert – eine Boeing 737-800NG – beträgt 0,3 m (0,9 ft), der größte Wert – eine Boeing 747-8 – beträgt 6,4 m (21,0 ft). [3][24][110]

Demzufolge kann beim gleichen Anflug mit einem Fehler der vertikalen Flugführungskomponente ein Unterschied der *Pilot-Eye-Position* in Abhängigkeit des Luftfahrzeugtyps von bis zu 6,1 m bestehen. Bei einer entsprechenden Ausrichtung des AALS-Referenzpunktes auf einen Mittelwert würde so ein Verlust bzw. Gewinn beim noch akzeptierten vertikalen Fehler von bis zu +/-3 m bestehen. Die in Abschnitt 3.4

genannten Versuchsreihen haben gezeigt, dass dies im operativen Betrieb hinsichtlich der vertikalen Ablage ein noch akzeptabler Wert ist [19][43][67].

Abhängig vom Flugbetrieb mit unterschiedlichen Luftfahrzeugtypen am jeweiligen Flughafen kann eine entsprechende Anpassung des AALS-Referenzpunktes erfolgen, wodurch der Wert von +/-3 m noch optimiert werden kann. Gibt es z. B. keinen Flugbetrieb mit Boeing B747, welche eine Besonderheit hinsichtlich des sehr hohen Cockpits gegenüber dem *Navigation Reference Point* darstellt, verringert sich der Abstand zwischen der kleinsten und größten *Eye-to-Antenna-Height* entsprechend. Bei einer vergleichbaren Boeing 777-300ER beträgt die *Eye-to-Antenna-Height* nur 3,9 m (12,9 ft), woraus ein Unterschied zur B737-800NG von 3,6 m resultiert [24].

Abbildung 4-16: Boeing 747 Nippon Cargo Airlines [Quelle: Alf van Beem, CC0]

4.2.3.2 Visual Cut-Off

Die Positionierung der Lampen des AALS muss so erfolgen, dass beim Anflug unter entsprechend minimal zugelassen Sichtbedingungen (RVR) mindestens eine Lampe des AALS bei Erreichen der Entscheidungshöhe sichtbar ist. Dies sollte zumindest bis zu einem gewissen vertikalen Fehler, d. h. bis zu einer entsprechenden Entfernung zur Landebahnschwelle der Fall sein, um dem Luftfahrzeugführer eine eindeutige Aussage (rot/weiß) über seine vertikale Position zum Sollanflugweg zu liefern.

Ab einer bestimmten Fehlergröße wird die Entfernung zur Landebahnschwelle bei Erreichen der Entscheidungshöhe so groß sein, dass bei entsprechender RVR keine Elemente des AALS zu sehen sind. Diese Situation wird durch das operationelle Verfahren der Verwendung des AALS ebenfalls berücksichtig (vgl. Abschnitt 4.2.4). Ist keine Lampe bei Erreichen der Entscheidungshöhe zu sehen, muss ein Fehlanflug eingeleitet werden. Als maximaler vertikaler Fehler, der mithilfe des AALS durch mindestens eine sichtbare rote Lampe identifizierbar sein muss, bietet sich das VAL eines satellitenbasierten PA CAT I von -35 m an. Bei größeren Fehlern sollte der Pilot durch entsprechende technische Systeme des GBAS/SBAS einen Hinweis bzw. Warnung erhalten [114][115].

Der Bodensichtbereich (*Visual Segment*) wird neben der aktuellen RVR auch durch den *Visual-Cut-Off* begrenzt. Dies ist der für den Luftfahrzeugführer nicht-einsichtige Bereich unter dem LFZ. Der *Visual-Cut-Off* ist abhängig vom vertikalen Sichtfeld des Luftfahrzeugführer (*Down Vision*), der von der Größe und Konstruktion der Cockpitscheibe und der Positionierung des Luftfahrzeugführers im Cockpit des jeweiligen Luftfahrzeugtyps abhängt. Zusätzlichen Einfluss auf den *Visual-Cut-Off* hat der jeweilige Anstellwinkel des LFZ (*Pitch Angle*), der abhängig von der Klappenkonfiguration und der Anfluggeschwindigkeit ist. Abbildung 4-17 zeigt die Zusammenhänge der einzelnen Parameter beispielhaft für einen Airbus A380.

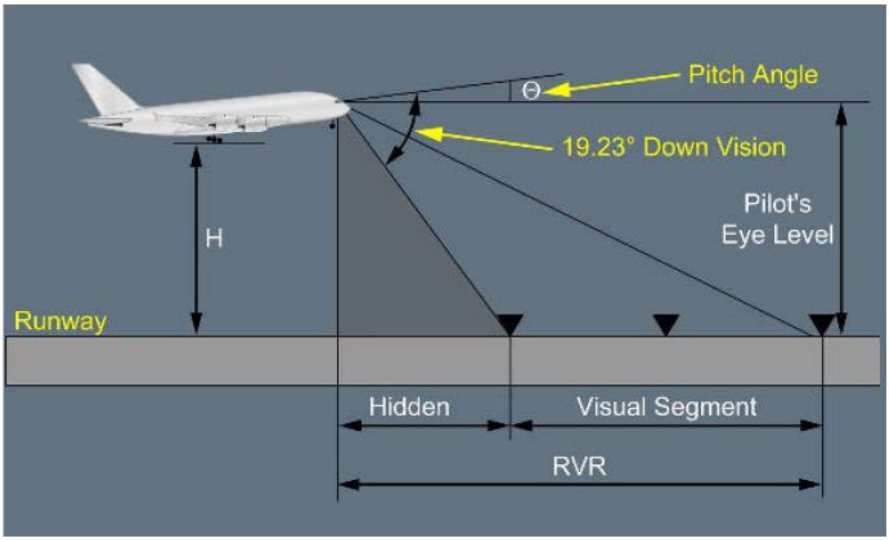


Abbildung 4-17: Einflussparameter für den Sichtbereich des Airbus A380 [9]

Auskunft über die entsprechenden Werte geben die jeweiligen Luftfahrzeughandbücher (*Flight Crew Operating Manual, Flight Crew Training Manual)* und das *Airplane Characteristic for Airport Planning* Dokument. Tabelle 4-2zeigt die Werte des Anstellwinkels (*Pitch Angle*) und des vertikalen Sichtwinkels gegenüber der verlängerten Längsachse (*Down Vision Angle*) verschiedener Luftfahrzeugtypen. Durch Subtraktion der beiden Werte erhält man den effektiven vertikalen Sichtwinkel β (*Effective Down Vision*) gegenüber der Horizontalen. Mit folgender Formel erhält man den resultierenden *Visual-Cut-Off* in Abhängigkeit der jeweiligen Entscheidungshöhe DA:

$$Visual\ Cut\ Off = \frac{\mathrm{DA}}{\tan \beta}$$

Der niedrigste Wert des *Effective Down Vison Winkels* hat die Boeing 737-800NG (Flaps 30°) mit 11,6°. Für eine Entscheidungshöhe von 200 ft AGL (CAT I) beträgt der *Visual-Cut-Off* demzufolge 297,1 m. Bei einer minimal zulässigen RVR von 550 m resultiert ein Bodensichtbereich von 252,9 m, in dem mindestens eine Lampe des

AALS sichtbar sein muss. Bei einer Entscheidungshöhe von 100 ft AGL (CAT II) beträgt der Bodensichtbereich der Boeing 737-800NG (Flaps 30°) 149,6 m.

A/C Typ	Pitch [Deg]	Down Vision Angle [Deg]	Effective Down Vision [Deg]
B737-800NG (Flaps 40)	2,0	15,0	13,0
B737-800NG (Flaps 30)	3,4	15,0	11,6
CRJ 100/200	2,5	15,5	13,0
A310	3,6	18,5	14,9
A319	5,2	20,0	14,8
A320	4,7	20,0	15,3
A321	4,4	20,0	15,6
A330	2,1	20,0	17,9
A340-300	2,1	20,0	17,9
A340-600	3,0	20,0	17,0
A380	2,0	19,2	17,2
B747-400	4,5	18,5	14,0
B747-800	4,1	18,5	14,4
B777-200	3,0	21,0	18,0
B777-300ER	2,9	21,0	18,1

Tabelle 4-2: Anstellwinkel und vertikaler Sichtwinkel verschiedener Luftfahrzeugtypen [2][7][8][9][25][26][29][39]

Für eine gute operative Nutzung bei der Entscheidung über das Fortführen des Anflugs sollten die Abstände der Lampen des AALS so gewählt sein, dass auch bei minimalen Sichtbedingungen mehrere Lampen sichtbar sind. In den beiden Versuchsreihen der vorliegenden Arbeit wurde der Abstand mit 100 m gewählt, welcher sich in den Versuchsreihen als betrieblich gut anwendbar zeigte.

Um auch bei einem großen vertikalen Fehler und einer entsprechend großen lateralen Verschiebung bei Erreichen der Entscheidungshöhe noch Bestandteile des AALS zu

sehen, wurde die Anzahl der Lampen zwischen den Versuchen variiert. Weitere Überlegung bezüglich der Positionierung und der Anzahl der Lampen, werden in Kapitel 8 vorgestellt.

4.2.4 Operationelle Verwendung des AALS

Die Anwendung des AALS im Flugbetrieb begründet sich einerseits auf der technischen Auslegung des Systems, zum anderen auf den vorgeschriebenen operationellen Handlungsroutinen der Cockpitbesatzung im Endanflug [61].

Wie in Abschnitt 4.2.1 und 4.2.2 beschrieben, gibt das AALS exakt bei Erreichen der vorgeschriebenen Entscheidungshöhe eine visuelle Rückmeldung hinsichtlich der vertikalen Position zum Sollanflugweg. Aufgrund der visuellen Funktionsweise und geometrischen Ausrichtung der Lampen kann es je nach Größe eines möglichen vertikalen Fehlers, nach Passieren der Entscheidungshöhe, zu einer falschen Anzeige im AALS kommen. Durch die steileren Winkel der einzelnen Lampen gegenüber dem Winkel des vertikalen Sollanflugwegs verlaufen die Grenzen der jeweiligen rot/weiß Bereiche nicht parallel zum Sollanflugweg (vgl. Abbildung 4-18).

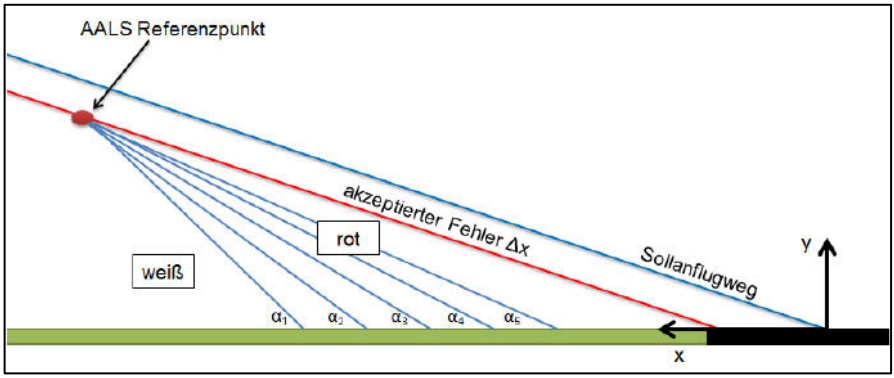


Abbildung 4-18: Bereich weiß/rot nach Passieren des AALS Referenzpunkt [eigene Darstellung]

Folgt das LFZ nach dem Passieren der Entscheidungshöhe trotz roter Anzeige des AALS weiter dem fehlerhaften vertikalen Flugführungssignal, bewegt es sich aufgrund des kürzer werdenden Abstands zur Landebahnschwelle langsam in den weißen

Bereich des AALS. So kann es kurzzeitig bis zum Überfliegen der Lampen des AALS trotz zu großer vertikaler Ablage zum Sollanflugweg zu einer weißen Anzeige kommen.

Um diese Fehlinterpretation zu verhindern, bestehen für die operative Verwendung seitens der Cockpitbesatzung klare Anweisungen. Die allgemeine standardisierte Vorgehensweise während des Endanflugs ist in Abschnitt 2.5.1 ausführlich erläutert. Bei Erreichen der Entscheidungshöhe erfolgt der entsprechende *Callout* des PNF, woraufhin der PF von seinen Instrumenten aufschaut und mithilfe der ihm zur Verfügung stehenden visuellen Merkmalen eine Entscheidung über das Fortsetzen des Anflugs trifft [56][62]. Die Abfolge der Handlungen und das exakte Aufschauen bei Passieren der Entscheidungshöhe, ist so auch intensiver Bestandteil des Trainings für Luftfahrzeugführer [12][35][60][66].

Das AALS wird als weiterer Bestandteil der nach EASA geforderten visuellen Merkmale zum Fortsetzen des Anflugs bei Erreichen der Entscheidungshöhe eingeführt [56][61][62]. Durch entsprechende Ergänzung der bisherigen Handlungsroutinen wird das AALS in die operative Vorgehensweise der Cockpitbesatzung, bei Erreichen der Entscheidungshöhe integriert. Erscheint das AALS weiß, kann der Anflug ohne Bedenken hinsichtlich des vertikalen Flugwegs fortgesetzt werden. Erscheint das AALS indes rot, muss umgehend der Fehlanflug eingeleitet werden. Das LFZ befindet sich in diesem Fall bereits so tief, dass die Anflugtrajektorie nicht mehr sicher korrigiert werden kann, um ein Verlassen der OFZ zu verhindern.

Die klare positiv/negativ Entscheidung entspricht so vielen bereits erlernten und angewandeten Handlungsroutinen im Flugbetrieb. Oft muss hierbei in sehr kurzer Zeit eine Entscheidung getroffen werden, um den entsprechend sicheren Ablauf zu gewährleisten [36]. Gerade während der kritischen Phase des Endanflugs in Bodennähe soll das AALS dem Luftfahrzeugführer eine eindeutige Rückmeldung hinsichtlich seiner tatsächlichen Vertikalposition geben. So ist er in der Lage, diese sofort zu erkennen und entsprechende Maßnahmen einzuleiten.

5 Experimenteller Aufbau und Methoden

Das in Kapitel 4 beschriebene Konzept des AALS ist als zusätzliches visuelles Hilfsmittel im Endanflug konzipiert, um den Piloten bei minimalen Sichtbedingungen in der Entscheidung zum Fortsetzen des Anflugs zu unterstützen. Durch eine eindeutige Anzeige von roten bzw. weißen Befeuerungselementen soll es bei der zeitkritischen Entscheidung in Bodennähe eine eindeutige Rückmeldung bezüglich der Vertikalposition geben. Das unbewusste Verlassen der OFZ durch das weitere Folgen einer fehlerhaften vertikalen Flugführung soll mit Verwendung des AALS vermieden werden.

Ein Prototyp des AALS wurde in eine Simulationsumgebung implementiert und mithilfe zweier unabhängiger Versuchsreihen nach entsprechenden Kriterien bewertet. Im folgenden Kapitel werden zuerst die generellen Ziele der Versuchsreihen und Fragestellungen formuliert. Im Anschluss erfolgt eine detaillierte Beschreibung der verwendeten Simulationsumgebung und die entsprechende Integration sowie Umsetzung des AALS als Prototyp. Danach wird das jeweilige Versuchsdesign der beiden Versuchsreihen dargelegt. Abschließend werden die angewandten Methoden der Bewertung zur Validierung des AALS hinsichtlich der operativen Nutzbarkeit vorgestellt.

5.1 Zielsetzung der Versuchsreihe

Das AALS soll als zusätzlicher Bestandteil der bestehenden Befeuerungssysteme des ALS den Luftfahrzeugführer beim Erreichen der Entscheidungshöhe bezüglich der Einschätzung der eigenen Position zum Sollanflugweg unterstützen. Die bisher geforderten visuellen Entscheidungsmerkmale sind bei konstanten vertikalen Fehlern und entsprechenden Sichtbedingungen nicht ausreichend, um die Ablagen zum Sollanflugweg rechtzeitig zu identifizieren [43]. Sichtweiten nahe der zugelassenen Minima können dazu führen, dass Bestandteile des ALS zwar sichtbar sind, eine Einschätzung der tatsächlichen Vertikalposition – auch aufgrund widersprüchlichen Anzeigen im Cockpit – jedoch nicht erfolgen kann.

Auf Grund des fehlenden Situationsbewusstseins kann ein Fortsetzen des Anflugs zum Verlassen der OFZ und einer Kollision mit einem möglichen Hindernis führen (CFIT). Die mentale Erwartungshaltung eines korrekten Anflugs – basierend auf entsprechenden Anzeigen im PFD – verzögert das Erkennen des Fehlers und die Entscheidung zum Abbruch des Anflugs.

Das AALS soll durch die klare Anzeige rot bzw. weiß eine eindeutige Entscheidung des Luftfahrzeugführers ermöglichen – exakt bei Erreichen der Entscheidungshöhe. Durch das Einstellen einer klar festgelegten Toleranz am AALS Referenzpunkt kann im Voraus bestimmt werden, welche vertikale Fehlergröße noch akzeptabel ist und mit einer sicheren Landung abgeschlossen werden kann.

Zwei unabhängige Versuchsreihen bei verschiedenen Sichtbedingungen sollen das AALS hinsichtlich der gewünschten Funktionalität und operativen Nutzbarkeit validieren. Dabei soll untersucht werden, inwieweit das AALS den Luftfahrzeugführer bei der Einschätzung der tatsächlichen Vertikalposition bezüglich des Sollanflugwegs beim Erreichen der Entscheidungshöhe unterstützten kann. Dazu wurden diverse Szenarien mit unterschiedlichen vertikalen Fehlern konstanter Größe mit und ohne AALS von einer Reihe lizensierter Verkehrspiloten geflogen. Die Aufzeichnung und Auswertung entsprechender Parameter gaben Aufschluss über die Wirksamkeit des AALS. Das Messen der Reaktionszeit zum Setzen des TO/GA Schubs im Falle eines Fehlanflugverfahrens und das Vertikalprofil des Anflugs unter Berücksichtigung der Grenze der OFZ sollten zeigen, ob ein Luftfahrzeugführer mit AALS eine Verbesserung des Situationsbewusstseins bezüglich konstanter vertikaler Fehler erfährt.

Eine anschließende subjektive Bewertung durch die Probanden gab weitere Informationen über die Verwendung des AALS im bestehenden operativen Ablauf während eines Instrumentenanflugs. Die Entscheidung beim Erreichen des jeweiligen Minimums muss eindeutig und umgehend getroffen werden können, um das rechtzeitige Einleiten des Fehlanflugs bei zu großer vertikaler Ablage zum Sollanflugweg zu ermöglichen. Dabei sollte das AALS ohne Erhöhung der Arbeitsbelastung und aufwendiges Training im täglichen Flugbetrieb eingesetzt werden können.

5.2 Simlationsumgebung

Beide Versuchsreihen wurden im Festsitz-Simulator (*Fix-Based-Simulator*) des Fachgebietes Flugführung und Luftverkehr der Technischen Universität Berlin durchgeführt. Der *Advanced Aeronautical Research and Education Simulator* (AARES) stellt das Luftfahrzeugmuster Airbus A330-300 dar [88].

5.2.1 Hauptsimulation

Die Hauptsimulation des AARES basiert auf einem dem Fachgebiet zur Verfügung stehenden Simulationsprozess eines JAR STD 1A Level-DG zertifizierten Airbus A330-300 Full-Flight-Simulators der kanadische Firma *Canadian Aviation Electronics LTD* (CAE). Dieser – mittlerweile in EASA-Regularien überführte Zertifizierungsgrad – ist die höchste Stufe, nach der ein Full-Flight-Simulator zugelassen werden kann [59]. Die Simulation selbst läuft auf einem Rechner der IBM RISC 6000 Serie Typ F50. Die Verwendung des Simulationsprozesses des Full-Flight-Simulators ermöglicht es, eine Simulationsumgebung zu verwenden, die den höchst möglichen Realitätsgrad hinsichtlich des flugmechanischen Models und der Funktionalität der einzelnen Systemkomponenten bietet. [20]

Das Cockpit (*Flight Compartment*) des AARES beinhaltet alle Anzeige und Eingabemöglichkeiten des originalen LFZ. Der besondere Unterschied zum Airbus A330-300 liegt in der Möglichkeit zur manuellen Flugsteuerung, die im AARES als konventionelles Steuerhorn (*Yoke*) ausgelegt ist. Da während der Versuchsreihen die LFZ-Kontrolle jedoch ausschließlich über das *Auto-Flight-System* durchgeführt wurde, hat das Fehlen des im Originalcockpit verwendeten *Sidesticks* keine Auswirkungen auf das Versuchsergebnis.

Abbildung 5-1 zeigt den Cockpitaufbau des AARES mit den entsprechenden Anzeigen des PFD und ND (*Electronic Flight Instrument System*, EFIS) in zweifacher Ausführung auf der linken und rechten Seite, sowie das *System Display* und *Engine/Warning Display* (*Electronic Centralised Aircraft Monitor*, ECAM) in der Mitte. Zentral darüber ist die *Flight Control Unit* (FCU) installiert, die in ihrem Layout und der Funktionalität exakt dem Original entspricht. Sie dient der Kontrolle des *Auto-Flight-Systems*, das softwareseitig ebenso wie das *Flight Management System* in voller Funktionalität zur Verfügung steht. Dieses beinhaltet auch eine vollumfängliche Navigationsdatenbank (*Navdatabase*) mit den jeweiligen Instrumentenflugverfahren. Die Funklandschaft mit allen zur Verfügung stehenden konventionellen Funknavigationshilfen ist seitens der Hauptsimulation ebenso vorhanden. [20]

Der Quellcode der Hauptsimulation ist in Fortran77 und Ansi-C geschrieben. Er ist in gewissem Umfang erweiterbar, so dass entsprechende Zusatzfunktionen implementiert werden können – z. B. das Einfügen eines veränderbaren Fehlers der vertikalen Flugführungskomponente (vgl. Abschnitt 5.2.5).

Abbildung 5-1: Cockpit des AARES [eigene Aufnahme]

5.2.2 Sichtsystem

Die Darstellung der Außensicht im Sichtsystem (*Visual*) erfolgt mithilfe der professionellen Software Prepar3D von Lockheed Martin. Die Anbindung des Sichtsystem-Rechners an den Hauptsimulationsrechner geschieht über die bereits vorhandene CAE-Originalschnittstelle mittels *Raw-Data-Communication*. Die exklusive Netzwerkverbindung garantiert eine verlustfreie Datenübertragung der Positionsdaten der Hauptsimulation an den Sichtsystem-Rechner und eine flüssige Darstellung der Außensicht. Diese wird mithilfe eines Full-HD-Beamers mit einer Auflösung von 1920x1080 Bildpunkten auf eine vor dem Cockpit platzierte Leinwand projiziert. [21]

Der hohe Detaillierungsgrad von Prepar3D ermöglicht eine realitätsgetreue Darstellung der visuellen Merkmale im Anflug (ALS, PAPI, SLB-Befeuerung) sowie Wetterbedingungen mit entsprechenden Sichtweiten. Darüber hinaus bietet Prepar3D einen Editor zur Erstellung eigener Flughafenumgebungen einschließlich der entsprechenden Befeuerungselemente [92]. Somit ist es möglich, in bestehende Flughafenumgebungen zusätzliche Befeuerungselemente – wie z. B. das AALS – frei zu platzieren und auszurichten.

5.2.3 Datenaufzeichnung

Der AARES bietet die Möglichkeit, mehr als 300 Zustandsparameter des LFZ in Echtzeit aufzuzeichnen. Dazu zählen grundsätzliche Daten wie exakte Position, Höhe, Lage im Raum und Fluggeschwindigkeit, aber auch Navigationsdaten, Anzeigen im PFD etc. Diese können durch die gezielte Abfrage des entsprechenden Parameters mithilfe der in der Hauptsimulation integrierte *Data Gathering Utility* (DGU) gespeichert werden.

Das DGU-Programm bedient sich der *Common Data Base* (CDB) der Hauptsimulation, der als fester Speicherbereich alle, für die Simulation relevanten, Variablen (*Label*) beinhaltet. Die *Label* der CDB werden von allen Systemen verwendet und überschrieben. Der Einsatz der CDB gewährleistet, dass alle Komponenten mit denselben Daten arbeiten. Eine komplizierte Vernetzung der einzelnen Systeme wird so vermieden.

Das DGU-Programm läuft im synchronen Simulationsprozess und zeichnet die, mittels vordefinierten Profils gewählten *Label*, mit 15 Hz auf. Im Anschluss eines Simulationstages können die aufgezeichneten Daten vom Hauptsimulationsrechner via Ethernet-Verbindung übertragen und lokal gespeichert werden. [19]

5.2.4 Implementierung des AALS

Mithilfe des Editors von Prepar3D sind verschiedene Konfigurationen des AALS in das Sichtsystem des AARES implementiert worden. Als Lichtquellen wurden Lampen eines zur Auswahl stehenden VASI verwendet. Diese zeigen je nach Blickwinkel rote oder weiße Elemente (vgl. Abschnitt 2.4.4.2). Die Grenze der beiden Farbbereiche und die Position der einzelnen Lampen sind mit Unterstützung des Editors frei wählbar.

Charakteristisch für das AALS ist der jeweilige AALS-Referenzpunkt. Er markiert auf der entsprechenden Entscheidungshöhe den Übergang zwischen dem roten und weißen Sichtbereich der Befeuerungselemente. Ein AALS-System kann nur auf eine Entscheidungshöhe eingestellt und für den entsprechenden Anflug genutzt werden. Je nach Entfernung des AALS-Referenzpunktes zur Landebahnschwelle kann die Toleranz hinsichtlich eines vertikalen Fehlers zum Sollanflugweg justiert werden.

Innerhalb der vorliegenden Arbeit wurden zwei Versuchsreihen mit einer Entscheidungshöhe von 200 ft AGL bzw. 100 ft AGL durchgeführt. Dementsprechend wurden zwei Konfigurationen des AALS entwickelt.

Bei beiden durchgeführten Versuchsreihen wurde der AALS-Referenzpunkt so gewählt, dass der Übergang zwischen rot und weiß bei einem vertikalen Fehler von -15 m lag. Vorangegangene Versuchsreihen hatten gezeigt, dass ein negativer vertikaler Fehler zum Sollanflugweg von 10–15 m im akzeptablen Bereich hinsichtlich Einhaltung der Hindernisfreiheit und Aufsetzgenauigkeit auf der SLB liegt [18][43].

Das AALS wurde jeweils so positioniert, dass bei entsprechend minimal zugelassener RVR (550 m bzw. 300 m) und dem größten in Abschnitt 4.2.3.2 genannten Visual-Cut-Off des Sichtfelds (Boeing 737-800NG) minimal eine Lampe sichtbar ist. Die Lampen wurden mit einem Abstand von 45 m zur Anfluggrundlinie parallel zu dieser aufgestellt. Der Abstand zwischen den Lampen wurde bei beiden Versuchsreihen mit 100 m gewählt. Als Referenz zur Positionierung der Lampen wird die Senkrechte der Position der GS-Antenne zur Anfluggrundlinie verwendet.

Bei einem Fehler über -35 m ist es möglich, dass die Lampen nicht mehr gesehen werden. Dementsprechend wurde bei der zweiten Versuchsreihe noch eine weitere Lampe hinzugefügt. Bei der ersten Versuchsreihe wurden fünf Lampen verwendet, bei der zweiten wurde eine sechste Lampe hinzugefügt. Das Hinzufügen weiterer Lampen ist jedoch nur begrenzt möglich, da der AALS-Referenzpunkt sich immer vor der Lampe befinden muss – Öffnungswinkel < 90°. Der Öffnungswinkel stellt den Winkel zwischen der Linie des Übergangs zwischen rot und weiß und dem Boden dar.

Abbildung 5-2: Position AALS-Lampen Entscheidungshöhe 200 ft [eigene Darstellung]

Abbildung 5-2 zeigt die Positionierung der Lampen für eine Entscheidungshöhe von 200 ft AGL für den Anflug am Flughafen Frankfurt/Main auf die SLB 07C, die unten links beginnt. Bei dieser Positionierung würden die Lampen L2 und L3 zu nahe an der Startbahn 18 befinden. Für die Validierung der grundsätzlichen operativen Verwendung des Konzeptes ist dies jedoch akzeptabel, da die Verwendung der Startbahn 18 während der Versuche nicht vorgesehen war.

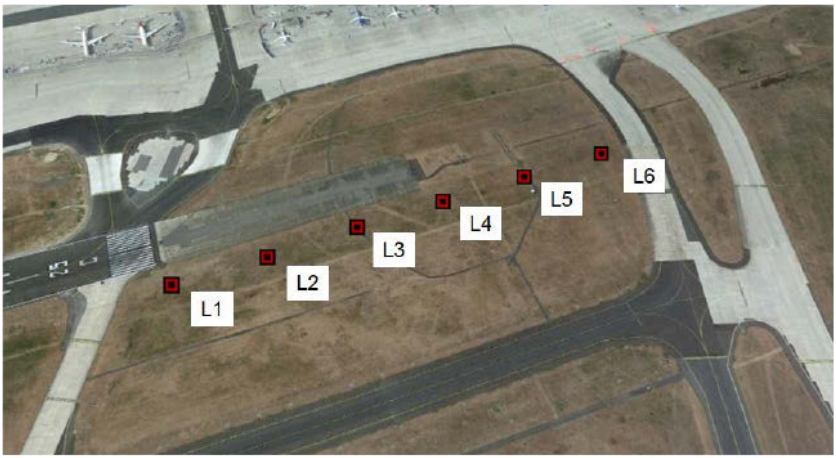


Abbildung 5-3: Position AALS-Lampen Entscheidungshöhe 100 ft [eigene Darstellung]

Abbildung 5-3 zeigt die Positionierung der Lampen für eine Entscheidungshöhe von 100 ft AGL für den am Flughafen Frankfurt/Main auf die SLB 25C. Deutlich erkennbar ist die nähere Positionierung der Lampen in Richtung Landebahnschwelle, begründet in der niedrigeren Entscheidungshöhe. Bei 100 ft AGL befindet sich das LFZ aufgrund der Geometrie des Anflugs wesentlich näher an der Landebahnschwelle.

Die Werte der jeweiligen Koordinaten (Latitude/Longitude) der einzelnen Lampen, der Abstand zur GS-Antenne und der Öffnungswinkel jeder einzelnen Lampe befinden sich in Anhang 2.

5.2.5 Umsetzung eines konstanten Fehler der Flugführungskomponente

Um die Wirkungsweise des AALS festzustellen, wird ein konstanter Fehler der vertikalen Flugführungskomponente benötigt, der in den entsprechenden Anzeigen des Luftfahrzeugführers nicht zu erkennen ist. Für die Validierung des Systems hinsichtlich der operativen Anwendung ist es nicht von Belang, welches technische System zur Flugführung im Endanflug verwendet wird. Die Darstellung der Ablagen zum Sollanflugweg im PFD erfolgt bei einem Baro/VNAV-, SBAS-LPV- oder GLS-Anflug gleichermaßen nach dem ILS-Look-Alike-Prinzip. Dementsprechend kann für die Implementierung des vertikalen Fehlers die im AARES vollständig vorhandene ILS-Architektur verwendet werden.

Um einen konstanten vertikalen Fehler zu erhalten, wird die Position des GS-Sender innerhalb der Simulation parallel entlang der Anfluggrundlinie verschoben. So erhält der Luftfahrzeugführer keine Anzeige über den Fehler, da das LFZ korrekt dem manipulierten GS folgt. Der Zusammenhang zwischen der Verschiebung „x“ der Antenne zur Verschiebung „y“ des Sollanflugwegs verhält sich nach folgender Formel:

x = Verschiebung des vertikalen Flugführungssignal

y = Verschiebung des GS-Senders in Richtung der Anfluggrundlinie

α = Winkel des Idealanflugwegs zum Boden (3°)

$$x = \frac{y}{\tan \propto}$$

Abbildung 5-4 zeigt den geometrischen Zusammenhang zwischen der horizontalen und der vertikalen Verschiebung des Gleitwegs, schwarz stellt dabei den original und rot den fehlerbehafteten Gleitweg dar.

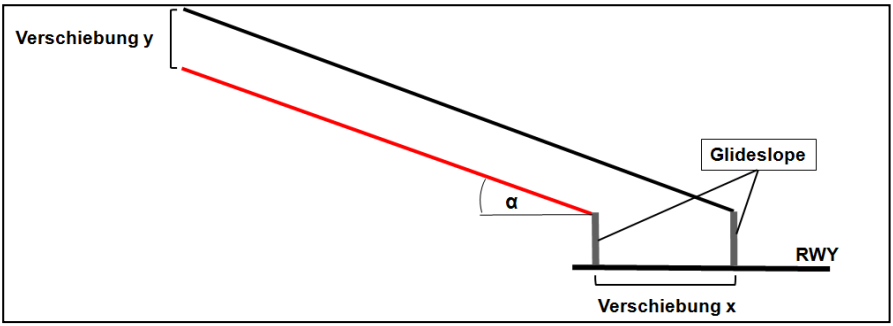


Abbildung 5-4: Prinzip der Modellierung des Fehlers der vertikalen Flugführungskomponente

Für die Versuchsreihen wurde eine Funktionalität im Quellcode der Hauptsimulation implementiert, die das Verschieben der jeweiligen Position der GS-Antenne in bestimmten Schritten ermöglicht. Tabelle 5-1 zeigt die möglichen Fehler der vertikalen Flugführungskomponente, die jederzeit bei laufender Simulation aktiviert werden konnten.

Vertikaler Fehler (y)	Verschiebung des GS-Senders (x)
-10 m	190,8 m
-20 m	381,6 m
-28 m	534,3 m

Tabelle 5-1: Vertikaler Fehler - Verschiebung GS-Sender Versuchsdesign

Die Versuchsreihen fanden mit unterschiedlichen Probanden im AARES des Fachgebiets Flugführung und Luftverkehr an der TU-Berlin statt. Die Probanden beider Versuchsreihen waren lizensierte Verkehrspiloten/Pilotinnen mit ausreichend operativer Flugerfahrung (im Durchschnitt 9.400 Flugstunden). Alle Teilnehmer hatten ein entsprechendes *Typerating* für ein LFZ des Typs Airbus mit Glascockpit (EFIS und E-CAM) – A319/320/321/330/340/380, so dass ein grundsätzliches Systemverständnis des in der Simulationsumgebung abgebildeten Cockpits und des Flugverhaltens des simulierten Luftfahrzeugmodels (Airbus A330-300) vorhanden war.

Die Versuchsreihen unterschieden sich in der Verwendung einer unterschiedlichen Entscheidungshöhe von 200 ft AGL bzw. 100 ft AGL. Dementsprechend wurden die Wetterbedingungen nahe den Minima hinsichtlich *Ceiling* und *RVR* für einen PA CAT I bzw. PA CAT II gewählt.

Die einzelnen Versuche bestanden aus vier verschiedenen Anflügen mit oder ohne Fehler der vertikalen Flugführungskomponente (0/-10/-20/-28 m). Das Vorhandensein eines möglichen vertikalen Fehlers wurde den Probanden jedoch vor und während der Versuche nicht mitgeteilt. Die eine Hälfte der Versuchsteilnehmer führte die Anflüge mit dem AALS durch, die andere Hälfte agierte als Kontroll- bzw. Vergleichsgruppe ohne den Einsatz des AALS. Bei Einsatz des AALS bekam der Proband im Voraus eine entsprechende Einweisung in die Funktionsweise des Systems.

Abbildung 5-5 zeigt die Anzeigen des AALS bei idealen Sichtbedingungen in Abhängigkeit der vier verschiedenen Szenarios einem vertikalen Fehler von 0/-10/-20/-28 m. Abbildung 5-6 zeigt das gleiche Bild unter Versuchsbedingungen nahe der jeweiligen Sichtminima. Im realen Versuch waren die Befeuerungselemente des ALS und AALS wesentlich deutlicher zu erkennen, die Aufnahmequalität ist den Lichtverhältnissen im Simulator geschuldet

Zur Vergleichbarkeit wurden alle Anflüge mithilfe des *Auto-Flight-Systems* geflogen. So wurde gewährleistet, dass das LFZ bei Erreichen der Entscheidungshöhe bei allen Probanden jeweils in Abhängigkeit des vertikalen Flugführungssignals immer die gleiche Höhe und Entfernung zur Landebahnschwelle hatte. Um Lerneffekte aufgrund einer bestimmten Reihenfolge der vertikalen Fehler auszuschließen, wurde die Reihenfolge der Anflüge nach jedem Versuchsteilnehmer geändert (Randomisierung).

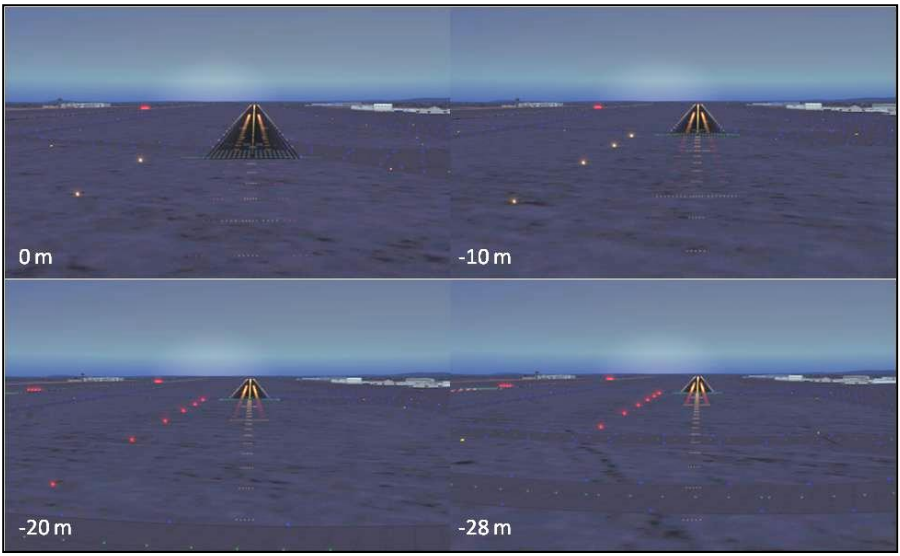


Abbildung 5-5: Anzeigen AALS bei idealen Sichtbedingungen [eigene Aufnahmen]

Abbildung 5-6: Anzeigen des AALS bei Versuchssichtbedingungen [eigene Aufnahmen]

Der Proband übernahm bei allen Anflügen die Rolle des PF. Bei Erreichen der jeweiligen Entscheidungshöhe musste er mithilfe der gegebenen visuellen Hilfsmittel entscheiden, ob der Anflug fortgesetzt oder ein Fehlanflug durch manuelles Setzen des TO/GA-Schubs eingeleitet wird. Auch nach Passieren des Minimums im *Visual Segment* konnte der Anflug jederzeit abgebrochen werden. Der gesamte Anflug wurde nach Standard-Verfahren (SOP) durchgeführt. Ein PNF stand für jeden Anflug zur Verfügung, der die entsprechenden Aufgaben zur Unterstützung des PF übernahm – z. B. das Ausrufen des „Minimum"-*Callouts*.

5.2.6 Versuchsreihe CAT I

Die erste Versuchsreihe wurde mit einer Entscheidungshöhe von 200 ft AGL durchgeführt (DA von 529 ft MSL). Hierfür wurde der ILS CAT I Anflug in Frankfurt/Main (ICAO Code EDDF) auf die SLB 07C verwendet. Die entsprechende Anflugkarte befindet sich in Anhang 3. Das AALS wurde auf eine vertikale Toleranz von 15 m ausgerichtet (vgl. Abschnitt 5.2.4). Die Wetterbedingungen wurden nahe der zugelassenen DA von 200 ft für einen CAT I- Anflug gewählt und sind neben den verwendeten vertikalen Fehlern in Tabelle 5-2 aufgeführt.

Die Anzahl der Probanden betrug 28, wobei 14 mit AALS und 14 ohne AALS den Anflug durchführten.

Wetterbedingungen		**Szenario**	
RVR	550 m	- 10 m	- 20 m
Ceiling	230 ft		- 28 m

Tabelle 5-2: Versuchsparameter Versuchsreihe CAT I

5.2.7 Versuchsreihe CAT II

Die zweite Versuchsreihe wurde mit einer Entscheidungshöhe von 100 ft AGL (DH 100 ft AGL) durchgeführt. Hierfür wurde der ILS CAT II Anflug in Frankfurt/Main (ICAO Code EDDF) auf die SLB 25C verwendet. Die entsprechende Anflugkarte befindet sich in Anhang 3. Das AALS wurde auf eine vertikale Toleranz von -15 m ausgerichtet (vgl. Abschnitt 5.2.4). Die Wetterbedingungen wurden nahe der zugelassenen DH von 100 ft für einen CAT II-Anflug gewählt und sind neben den verwendeten vertikalen Fehlern in Tabelle 5-3 aufgeführt.

Die Anzahl der Probanden betrug 28, wobei 14 mit AALS und 14 ohne AALS den Anflug durchführten.

Wetterbedingungen		Szenario	
RVR	300 m	- 10 m	- 20 m
Ceiling	130 ft		- 28 m

Tabelle 5-3: Versuchsparameter Versuchsreihe CAT II

5.3 Methoden der Bewertung

Um die Wirksamkeit und Nutzbarkeit des AALS hinsichtlich einer Verbesserung des Situationsbewusstseins gegenüber konstanten vertikalen Fehlern im Endanflug zu untersuchen, wurde das System innerhalb zweier Versuchsreihen (Experiment) mit einer ausreichenden Stichprobenzahl erprobt. Dabei sollte mithilfe entsprechender statistischer Werkzeuge gezeigt werden, ob das AALS eine signifikante Verbesserung gegenüber den bisherigen visuellen Hilfsmitteln bietet, die zur Entscheidung zum Weiterführen des Anflugs über die Entscheidungshöhe hinweg verwendet werden. Hierbei wurden die typischen Elemente einer statistischen Untersuchung der Datenerhebung, Datenaufbereitung und Datenanalyse eingesetzt. [30]

Mit der in der Simulationsumgebung intergierten Datenaufzeichnung (vgl. Abschnitt 5.2.3) konnten diverse luftfahrzeugspezifische Parameter für eine anschließende Analyse aufgezeichnet werden. Des Weiteren erfolgten Videoaufnahmen sowie eine, im Anschluss, durchgeführte Befragung mit dem Probanden zur subjektiven Bewertung des Systems. Anschließend wurden die gewonnen Daten entsprechend aufbereitet (Tabellen, Graphen) und mithilfe verschiedener Methoden der Auswertung hinsichtlich der Fragestellungen analysiert.

Im Folgenden werden die eingesetzten Methoden und Fragestellungen der durchgeführten Validierung erläutert.

5.3.1 Deskriptive Statistik

Deskriptive Statistik beinhaltet das Verarbeiten und Darstellen der Gesamtheit der erfassten Daten. Dazu zählt die Präsentation des Datenmaterials in angemessener Form mithilfe von z. B. Diagrammen, Verlaufskurven und Häufigkeitstabellen. Dies

dient dem Gewinn erster Eindrücke und Tendenzen für die weitere Analyse der Versuche. [40][136]

Beide Versuchsreihen bestanden aus vier Anflügen, bei denen unterschiedliche, vertikale Fehler der Flugführungskomponente ohne Wissen der jeweiligen Luftfahrzeugführer enthalten waren. Die Anflüge wurden entweder mit oder ohne AALS als zusätzliches visuelles Hilfsmittel beim Erreichen der Entscheidungshöhe geflogen. Während jedes Anfluges wurde eine Vielzahl an luftfahrzeugspezifischen Parametern kontinuierlich mit 15 Hz aufgezeichnet. Zu diesen zählen unter anderem:

- Latitude
- Longitude
- Barometrische Höhe
- Entfernung zur Landebahnschwelle
- Zeit
- Schubhebelstellung

Mithilfe der jeweiligen Datensätze konnten Graphen der entsprechenden Vertikalprofile jedes durchgeführten Anflugs erzeugt werden. Durch die grafische Implementierung der vertikalen Grenze der OFZ ist ein Überschreiten dieser eindeutig identifizierbar. Darüber hinaus gibt die jeweilige Position der Schubhebel Auskunft über einen möglichen Abbruch des Anfluges. Wird der Schubhebel während des Anfluges auf die Maximalposition TO/GA geschoben, wird der Fehlanflug eingeleitet.

Folgende Informationen wurden mithilfe der aufgezeichnet Daten bestimmt und entsprechend tabellarisch aufbereitet:

- Vertikalprofil
- Fehlanflug eingeleitet (ja/nein)
- Verlassen der OFZ (ja/nein)
- Reaktionszeit zum Setzen des TO/GA-Schubs
- Minimale Höhe über Landebahnschwelle bei Einleiten des Fehlanflugs

5.3.2 Hypothesentest

Eine weitere Methode der statistischen Auswertung ist der Hypothesen- oder Signifikanztest. Die zu bearbeitende Fragestellung wird in Form einer Forschungshypothese formuliert und mithilfe einer entsprechenden Analyse der aus den Experimenten gewonnen Daten versucht zu bestätigen [30]. Im Folgenden werden zuerst allgemeine

Begrifflichkeiten des Hypothesentestens eingeführt und anschließend verschiedene Methoden der Statistik zur Überprüfung der aufgestellten Hypothese erläutert.

5.3.2.1 Allgemeine Begrifflichkeit

Zur Validierung des AALS wird folgende allgemeine Forschungshypothese aufgestellt:

„Das *Advanced Approach Light System* verbessert das Situationsbewusstsein zum Fortsetzen des Anflugs bei Erreichen der Entscheidungshöhe."

Da es sich in der vorliegenden Untersuchung um einen Vergleich zweier Gruppen – mit AALS und ohne AALS – handelt, wird die allgemeine Forschungshypothese in eine Unterschiedshypothese überführt:

„Das *Advanced Approach Light System* verbessert die Entscheidungsfindung zum Fortsetzen des Anflugs bei Erreichen der Entscheidungshöhe gegenüber den bisherigen visuellen Hilfsmitteln."

Für die Hypothesenüberprüfung müssen vorab die unabhängigen und abhängigen Variablen bestimm werden [127]. Die unabhängige Variable definiert die Eigenschaft, welche die Versuchsgruppen unterscheidet – in diesem Fall der Anflug mit oder ohne das AALS. Die abhängigen Variablen sind die nun erzielten Messgrößen innerhalb der durchgeführten Versuche, um eine Aussage über die vorab getroffenen Hypothese zu erzielen. Die abhängigen Variablen sind folgende bereits in Abschnitt 5.3.1 eingeführten Werte:

- Minimale Höhe über MSL bei Einleiten des Fehlanflugs „h"
- Reaktionszeit zum Setzen des TO/GA-Schubs „t"

Um festzustellen, ob die Forschungshypothese zutreffend ist, muss der Hypothesentest bzw. Signifikanztest mithilfe der Mittelwerte der abhängigen Variablen beider Versuchsgruppen durchgeführt werden.

Der Signifikanztest überprüft dabei zwei einander ausschließende, statistische Hypothesen. Zum einen die sogenannte Nullhypothese H_0 und die entsprechende Alternativhypothese H_1. Die Nullhypothese H_0 besagt, dass die unabhängige Variable, die beide Versuchsgruppen unterscheidet, auf die abhängigen Variablen keinen Einfluss hat. Im vorliegenden Fall würde dies bedeuten, dass die Verwendung des AALS im Endanflug grundsätzlich zu keiner Verbesserung des Situationsbewusstseins führt.

Die beiden Versuchsgruppen unterscheiden sich somit nicht hinsichtlich der durch die Versuchsreihen gewonnen Messgrößen (abhängigen Variablen). Die Nullhypothese

würde beim Vergleich der Mittelwerte der abhängigen Variablen μ_1 und μ_2 mathematisch wie folgt formuliert werden:

Nullhypothese H_0: $\mu_1 = \mu_2$

Die als mathematisch statistisches Gegenstück ausgelegte Alternativhypothese besagt, dass die Mittelwerte der abhängigen Variablen beider Versuchsgruppen nicht identisch sind. Der Einsatz des AALS hätte somit eine Auswirkung auf die erzielten Messgrößen. Die mathematische Formulierung der Alternativhypothese lautet entsprechend:

Alternativhypothese H_1: $\mu_1 \neq \mu_2$

Um die eingangs gestellte Forschungshypothese zu bestätigen – eine Auswirkung des AALS auf das Situationsbewusstsein beim Erreichen der Entscheidungshöhe – muss die Alternativhypothese H_1 erfüllt und die Nullhypothese N_0 widerlegt werden. Es muss folglich ein entsprechender Unterschied zwischen den Mittelwerten der abhängigen Variablen beider Versuchsgruppen festgestellt werden. [30][31]

Für die Versuchsreihe ergeben sich hinsichtlich der abhängigen Variablen folgende Hypothesen für den Mittelwertvergleich:

Nullhypothesen H_0:

$H_{0,h}$ für Durchstarthöhe: $\mu_{h,AALS} = \mu_{h,ohne\ AALS}$

$H_{0,t}$ für Reaktionszeit: $\mu_{t,AALS} = \mu_{t,ohne\ AALS}$

Alternativhypothesen H_1:

$H_{1,h}$ für Durchstarthöhe: $\mu_{h,AALS} \neq \mu_{h,ohne\ AALS}$

$H_{1,t}$ für Reaktionszeit: $\mu_{t,AALS} \neq \mu_{t,ohne\ AALS}$

Das Signifikanzniveau gibt dabei an, mit welcher Wahrscheinlichkeit das festgestellte Ergebnis hinsichtlich der Wiederlegung der Nullhypothese nicht zutreffend ist. Bei einem Wert von unter 5 % gilt das Ergebnis als signifikant. Bei einem Wert von unter 1 % gelten die Wiederlegung der Nullhypothese und die daraus folgende Bestätigung der Forschungshypothese als sehr signifikant. Ein signifikantes oder sehr signifikantes Ergebnis lässt sich praktisch nicht mit der Nullhypothese vereinbaren. Folglich wird die Nullhypothese verworfen und die Alternativhypothese akzeptiert. Im Umkehrschluss gilt bei einem nicht signifikanten Ergebnis die Nullhypothese als bestätigt. [30]

5.3.2.2 Varianzanalytische Methoden der Hypothesenuntersuchung

Zur Auswertung der Messdaten hinsichtlich der Forschungshypothese steht eine Reihe von Methoden zur Verfügung. Mithilfe eines Signifikanztest soll gezeigt werden, dass es Unterschiede der Mittelwerte der abhängigen Variablen zwischen mehreren sich unterscheidenden Versuchsgruppen gibt, und so einer Forschungshypothese zugestimmt werden kann.

Grundlage der Auswertungsmethoden ist die Varianz der entsprechenden Messwerte der einzelnen Gruppen. Die Varianz beschreibt ein quantitatives Maß für die Unterschiedlichkeit einer erfassten Menge von Messwerten. Die Varianzanalyse vergleicht die Varianz aller Ergebnisse mit den Varianzen der einzelnen Gruppen, um zu erörtern, inwieweit die unabhängigen Variablen einen entsprechenden Einfluss haben, oder das Ergebnis nur zufällig entstanden ist. [31]

Für die Durchführung des Signifikanztest im Rahmen einer Varianzanalyse müssen bestimmte Voraussetzungen der erzielten Messdaten erfüllt sein. Zum einen sollten die Werte der abhängigen Variablen innerhalb der verschiedenen Gruppen möglichst gleiche Varianz aufweisen. Eine zu große Streuung der Varianzen (Varianzinhomogenität) erschwert den Vergleich mithilfe der Varianzanalyse.

Ferner sollten die Werte der verschiedenen Gruppen einer grundsätzlichen Normalverteilung entsprechen. Gegenüber einer Abweichung der Normalverteilung reagieren Varianzanalysen vor allem bei großen Stichprobenumfängen als sehr robust. Bei einer entsprechende Varianzinhomogenität dagegen sollte auf Alternativverfahren der Hypothesenuntersuchung zurückgegriffen werden. Hier bietet sich z. B. der nichtparametrische Kruskal-Wallis-Test an, welcher vergleichbare Ergebnisse hinsichtlich der Bestätigung der Forschungshypothese liefert. [72]

Moderne Software zur statistischen Auswertung wie beispielweise *IBM SPSS Statistics* beinhalten bereits die entsprechenden Testverfahren zur Untersuchung der gewonnenen Messdaten hinsichtlich der Voraussetzungen für eine Varianzanalyse. Für die Prüfung der Varianzhomogenität wird der Levene-Test durchgeführt, für die Normalverteilung u. a. der Shapiro-Wilk-Test. Auch die eigentliche Varianzanalyse oder ein nichtparametrischen Verfahren als Ersatz kann anschließend mithilfe der Software durchgeführt werden. [72][94]

5.3.2.3 Stichprobengröße

Um die definierte Forschungshypothese mit entsprechender Signifikanz zu bestätigen, wird bei einer varianzanalytischen Untersuchung in Abhängigkeit der unabhängigen und abhängigen Variablen eine bestimmte Anzahl an Stichproben benötigt. Weiteren Einfluss hat die Anzahl der Variationsmöglichkeiten der unabhängigen Variablen (Stufen). [30]

Die vorliegenden Versuchsreihen haben jeweils eine unabhängige Variable mit zwei Stufen – mit AALS und ohne AALS. Bei nur einer unabhängigen Variablen spricht man von einer einfaktoriellen Versuchsreihe. Tabelle 5-4 zeigt die optimale Stichprobenanzahl für einfaktorielle varianzanalytische Auswertungen. Der Freiheitsgrad bestimmt sich aus der Anzahl der Stufen minus eins. Dementsprechend ist für ein Signifikanzniveau von 0,05 bei großer Wirkung die optimale Stichprobenanzahl n=14. Da die unabhängige Variable zwei Stufen hat, werden zur Versuchsdurchführung eine Gesamtstichprobenanzahl von N_{Gesamt} = 2*N = 28 benötigt.

Freiheitgrade	**α = 0,01**			**α = 0,05**		
	Klein	Mittel	Groß	Klein	Mittel	Groß
df=1	293	49	20	197	33	14
df=2	232	39	16	162	27	11
df=3	195	33	14	138	23	10
df=4	169	29	12	121	20	9
df=5	150	26	11	108	18	8
df=6	136	23	10	99	17	7

Tabelle 5-4: Stichprobenumfänge einfaktorieller Varianzanalysen [30]

5.3.3 Subjektive Probandenbewertung

Eine weitere Bewertungsmethode des AALS ist die direkte Bewertung des Systems durch die jeweiligen Probanden im Anschluss des durchgeführten Versuchs. Mithilfe des subjektiven Empfindens während der Verwendung des AALS kann bei ausreichender Stichprobenanzahl eine Einschätzung hinsichtlich der Verbesserung des Situationsbewusstseins und der operativen Nutzbarkeit erfolgen.

Nach jedem durchgeführten Anflug wurde umgehend ein Fragebogen zur subjektiven Selbsteinschätzung des gerade erlebten Szenarios an den entsprechenden Probanden ausgegeben. Dieser zielte in seiner Fragestellung genau auf die Situation der Entscheidungsfindung zum Fortsetzen des Anflugs bei Erreichen des Minimums ab. Der Proband sollte auf einer Skala von 1–10 den Schwierigkeitsgrad (leicht – schwer) und den Zeitpunkt (zu spät – optimal) der Entscheidung beurteilen. Außerdem sollten die eingesetzten Hilfsmittel genannt werden, die er für die Entscheidungsfindung verwendete (Visuell und/oder Instrumente).

Nach dem gesamten Versuch wurde den Probanden, welche das AALS als zusätzliches visuelles Hilfsmittel zur Verfügung gestellt bekamen, ein weiterer Fragebogen ausgeteilt. Nachdem sie über das Vorhandensein konstanter vertikaler Fehler informiert wurden, konnten sie hier das AALS hinsichtlich der Verbesserung der Entscheidungsfindung, Sichtbarkeit und operationeller Nutzbarkeit weiter bewerten. Dafür stand ihnen eine Skala von 1–10 zwischen „Stimme nicht zu – Stimme zu“ zur Verfügung.

Darüber hinaus gab es die Möglichkeit für freien Text für allgemeine Kommentare bezüglich dem Einsatz des AALS im realen Flugbetrieb. In Anhang 4 finden sich beide Fragebögen in der während der Versuchsreihen eingesetzten Form.

6 Versuchsdurchführung

Ein Prototyp des AALS wurde in zwei voneinander unabhängigen Versuchsreihen auf seine Wirkungsweise und operativen Nutzbarkeit validiert. Der technische Aufbau des Systems, die verwendete Versuchsumgebung und die wissenschaftlichen Methoden zur Bewertung wurden in den vorangegangenen Kapiteln ausführlich erläutert. Das nun folgende Kapitel stellt zu Anfang die Vorgehensweise bei der Durchführung beider Versuchsreihen dar. Dabei wird der genaue Ablauf der jeweiligen Versuchstage und das Versuchssetup detailliert beschrieben. Im Anschluss werden die gewonnenen Daten der Versuchsreihen mithilfe der genannten Methoden der Bewertung entsprechend aufbereitet für jede Versuchsreihe einzeln dargestellt.

6.1 Versuchsablauf

Beide Versuchsreihen wurden zwecks Vergleichbarkeit standardisiert vorbereitet und gleichermaßen durchgeführt. Für jede Versuchsreihe standen ein Versuchsleiter und ein entsprechend instruierter PNF als Unterstützung des jeweiligen Probanden im Cockpit zur Verfügung. Die Versuche wurden alle im AARES des Fachgebiets Flugführung und Luftverkehr durchgeführt. Die Durchführung der Szenarien (0/-10/-20/-28 m vertikaler Fehler) erfolgte bei jedem Versuch in unterschiedlicher Reihenfolge, um für die spätere Auswertung die Möglichkeit von Lerneffekten auszuschließen.

Anfangs wurde dem Probanden ein kurzes Briefing hinsichtlich der Versuchsumgebung, und des Versuchsablauf gegeben. Hinsichtlich des Versuchsinhaltes und des Untersuchungszweck wurde die Erklärung sehr vage in Bezug auf die visuelle Entscheidungshöhe bei kritischen Wetterbedingungen gehalten. Das Vorhandensein möglicher Fehler der vertikalen Flugführungskomponente wurde nicht genannt. Falls der Proband zur Gruppe derer gehörte, denen das AALS zur Verfügung stand, erfolgte eine Einweisung in die Funktionsweise des Systems. Dabei wurden mithilfe entsprechender Abbildungen die verschiedenen Systemzustände und die operative Anwendung klar vermittelt.

Im Anschluss erfolgte eine kurze Einweisung in den Simulator und die Vorstellung der entsprechenden Daten bezüglich Gewicht, Wetter und Flugleistungen (Abflug- und Anfluggeschwindigkeiten, vgl. Tabelle 6-1). Dann wurde eine Platzrunde bei VMC-Wetterbedingungen geflogen, um sich mit den Flugeigenschaften des Simulators vertraut zu machen. Auch die Handlungsroutinen mit dem PNF wurden vorab genau

besprochen. Diese beinhalteten bei allen Anflügen das exakte Ansagen der jeweiligen Entscheidungshöhe. Bei Versuchsreihe CAT I wurde dies – basierend auf dem barometrischen Höhenmesser – bei einer DA von 529 ft MSL durchgeführt. Die Versuchsreihe CAT II erfolgte basierend auf dem Radiohöhenmesser, bei einer DH von 100 ft AGL.

Typ	Airbus A330-200
Zero Fuel Mass	165 t
Fuel on Board	15 t
V1	137 kts
VR	137 kts
V2	144 kts
Vappr	145 Kts
QNH	1013 hpa
Wind	0/0
Temp	15 °C
Position	14 NM Final
Höhe	4000 ft MSL
Geschwindigkeit	190 kts IAS

Tabelle 6-1: Ausgangsparameter des Anflugs

Alle vier Anflüge wurden anschließend mit den entsprechenden Sichtbedingungen der jeweiligen Versuchsreihe (*Ceiling* 230 ft bzw. 130 ft / RVR 550 m bzw. 300 m) durchgeführt. Jeder Anflug begann auf der verlängerten Anfluggrundlinie bei 14 NM (vgl. Abbildung 6-1 und Abbildung 6-2, rot markiert) von der Landebahnschwelle entfernt, kurz vor dem jeweiligen FAF (LOMPO od. REDGO) in einer Höhe von 4.000 ft MSL mit einer *Indicated Airspeed* [13](IAS) von 190 kts. Der AP und das *Autothrust-System* wurden aktiviert und die jeweiligen Modi des Auto-Flight-System mithilfe der FCU zum Erfliegen des ILS gesetzt.

[13] IAS: Fluggeschwindigkeit des LFZ relativ zur umgebenden Luftmasse, ohne Korrektur hinsichtlich Kompressibilität und Luftdichte

Nach Deaktivieren des *Flight-Freeze* des Simulators folgte das LFZ automatisch dem jeweiligen GS und LLZ. Lediglich die Kontrolle der Fluggeschwindigkeit über die FCU und das Kommandieren des Ausfahrens der Landeklappen sowie des Fahrwerk musste der Proband bis zum Erreichen der Entscheidungshöhe durchführen. Die entsprechenden Aktionen wurden vom PNF unverzüglich ausgeführt.

Bei Erreichen der jeweiligen Entscheidungshöhe erfolgte der *Callout* durch den PNF, woraufhin der Proband die Entscheidung hinsichtlich des Fortsetzens des Anflugs treffen musste. Der Anflug konnte durch manuelles Vorschieben der Schubhebel in die TO/GA Position abgebrochen werden, woraufhin das Auto-Flight-System unverzüglich ein entsprechendes Rotieren um die Querachse kommandierte (*pitch-up*). Zum Landen des LFZ musste nur kurz vor dem Aufsetzen der Schubhebel in die Idle-Position gezogen werden, das Ausschweben sowie Abbremsen auf der SLB erfolgte automatisch.

Kurz nach dem Einleiten des Fehlanflugs nach dem Erreichen einer positiven Steigrate oder einer Landung und dem Erfolgreichen Abbremsen auf der SLB, wurde der Versuchsdurchlauf beendet, der jeweilige Fragebogen ausgegeben und der Simulator für den nächsten Anflug vorbereitet. Zum Ende eines Versuches mit AALS wurde dem Probanden noch der Bewertungsbogen des AALS ausgehändigt.

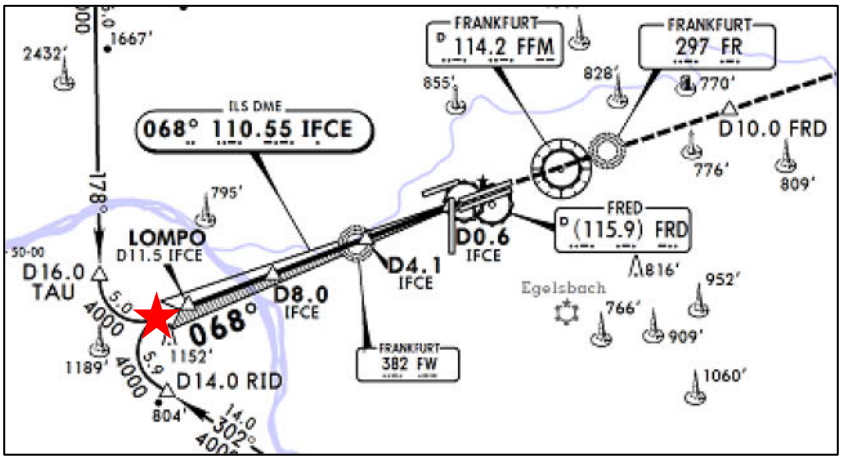


Abbildung 6-1: Startposition der Anflüge Versuchsreihe CAT I [eigene Anfertigung]

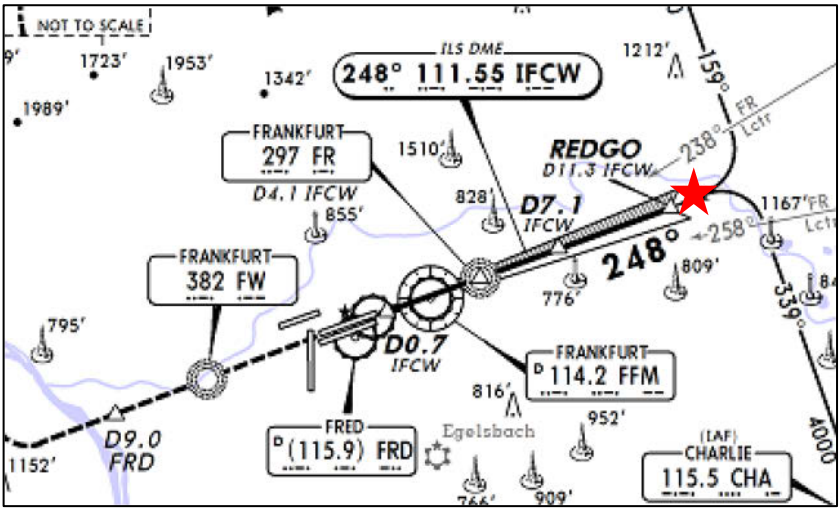


Abbildung 6-2: Startposition der Anflüge Versuchsreihe CAT II [eigene Anfertigung]

6.2 Versuchsdaten Versuchsreihe CAT I

Die Versuchsreihe CAT I beinhaltetet 28 Versuchsteilnehmer mit jeweils vier Anflügen und zwei Versuchsgruppen – 14 wurden mit AALS, 14 ohne AALS durchgeführt. Alle Anflüge wurden als PA CAT I-Anflug mit einer Entscheidungshöhe von 200 ft AGL (DA durchgeführt. Die Wetterbedingungen waren mit einer RVR von 550 m und einer *Ceiling* von 230 ft AGL im Simulator eingestellt. Dass AALS war auf eine vertikale Fehlertoleranz von -15 m ausgerichtet, d. h. bei den Szenarien mit einem vertikalen Fehler von 0 m bzw. -10 m zeigte es weiß. Bei den Szenarien mit einem vertikalen Fehler von -20 m bzw. -28 m zeigte es rot.

Zuerst erfolgt eine übersichtliche Darstellung aller, während der ersten Versuchsreihe aufgezeichneten Daten in tabellarischer Form und mithilfe entsprechender Boxplots und Graphen des Vertikalprofils. Danach wird mithilfe der Software *IBM SPPS Statistics* der Signifikanztest zur Prüfung der aufgestellten Forschungshypothese bzw. Unterschiedshypothese durchgeführt (vgl. Abschnitt5.3.2). Abschließend erfolgt mithilfe der ausgefüllten Fragebögen die Zusammenfassung der subjektiven Bewertung der Probanden.

6.2.1 Deskriptive Statistik

Tabelle 6-2 stellt alle durchgeführten Anflüge und die jeweilige Anzahl an Fehlanflügen dar. Dabei erfolgt eine Unterscheidung, ob der Anflug mit oder ohne AALS durchgeführt wurde. Außerdem führt sie auf, wie oft bei einem Anflug auf Grund eines nicht erkannten vertikalen Fehlers die OFZ verlassen wurde.

Ohne Fehler der vertikalen Flugführungskomponente wurden alle Anflüge mit einer Landung auf der SLB abgeschlossen. Bei einem vertikalen Fehler von -10 m wurden, bei Verwendung des AALS, acht Anflüge abgebrochen und der Fehlanflug eingeleitet. Ohne das AALS wurden im gleichen Szenario zehn Anflüge abgebrochen. Dies ist insofern interessant, da bei einem vertikalen Fehler von -10 m das AALS dem Luftfahrzeugführer weiß anzeigt, d. h. der Anflug hätte prinzipiell mit einer Landung abgeschlossen werden können, ohne die OFZ zu verlassen. Im Anschluss wiesen einige Probanden darauf hin, dass sie hier das, kurz vor der Landung in Sicht kommende PAPI mit drei roten Lampen (leicht zu tief) irritiert, und sie demzufolge den Fehlanflug eingeleitet haben.

Bei einem vertikalen Fehler von -20 m bzw. -28 m wurde bei Verwendung des AALS jeder Anflug abgebrochen. Das AALS zeigte hier bei Erreichen der DA rot an und wurde folglich von allen Versuchsteilnehmern korrekt umgesetzt. Ohne AALS leiteten 12 von 14 Versuchsteilnehmern den Fehlanflug ein, zwei beendeten den Anflug mit einer Landung.

Bei einem vertikalen Fehler von -20 m und -28 m wurden bei insgesamt 28 Anflügen dreimal die OFZ verlassen, mit der Folge der Gefahr eines Zusammenstoßes mit einem möglichen Hindernis.

vertikaler Fehler	Fehlanflug eingeleitet				OFZ verlassen			
	mit AALS		ohne AALS		mit AALS		ohne AALS	
	ja	nein	ja	nein	ja	nein	ja	nein
0 m	0	14	0	14	0	14	0	14
-10 m	8	6	10	4	0	14	0	14
-20 m	14	0	12	2	0	14	0	14
-28 m	14	0	12	2	0	14	3	11

Tabelle 6-2: Allgemeine Statistik Versuchsreihe CAT I

Mithilfe der aufgezeichneten Schubhebelstellung kann für den Fall eines Fehlanfluges exakt der Zeitpunkt bestimmt werden, wann dieser eingeleitet wurde. Dieser trat dann ein, wenn der Schubhebel aus der „*Climb*“ Position in die „TO/GA“ Position geschoben wurde. Durch den Abgleich mit dem Zeitpunkt des Passierens der Entscheidungshöhe kann so exakt die Reaktionszeit bis zum Einleiten des Fehlanflugs bestimmt werden. In Tabelle 6-3 sind die entsprechenden Reaktionszeiten festgehalten. Dargestellt wird hier der Mittelwert aller Versuche, bei denen ein Fehlanflug eingeleitet wurde. Die Standardabweichung gibt zusätzlich an, welchen Grad der Streuung die einzelnen Messwerte zueinander haben.

vertikaler Fehler	Reaktionszeit [s]			
	mit AALS		ohne AALS	
	Mittelwert	Standardabweichung	Mittelwert	Standardabweichung
0 m	0,00	0,00	0,00	0,00
-10 m	9,92	2,02	8,74	1,80
-20 m	1,61	0,51	8,50	4,04
-28 m	2,00	0,76	8,38	4,11

Tabelle 6-3: Reaktionszeit für das Einleiten des Fehlanflugs Versuchsreihe CAT I

Abbildung 6-3 zeigt die auf den Reaktionszeiten basierenden Boxplots der beiden Versuchsgruppen. Der Boxplot beinhaltet den Median, der durch einen schwarzen horizontalen Strich gekennzeichnet ist. Dieser stellt die Mitte aller aufgezeichneten Werte dar. Die Box kennzeichnet dabei die mittleren 50 % der erzielten Daten (unteres Quartil, oberes Quartil), die oberen und unteren Enden die jeweiligen Maxima und Minima.

Bei einem vertikalen Fehler von -10 m sind die Reaktionszeiten aller Fehlanflüge nahezu gleich, unabhängig ob das AALS verwendet wird oder nicht. Der Fehlanflug wurde grundsätzlich relativ spät eingeleitet, geht man von einer verbleibenden Flugzeit von 15-20 s nach dem Passieren der Entscheidungshöhe bis zum Aufsetzen der SLB aus. Die Standardabweichung der Versuchsgruppen beider Versuchsgruppen befindet sich ebenso in einem ähnlichen Bereich.

Bei näherer Betrachtung der dazugehörigen Boxplots fällt auf, dass der Bereich zwischen unterem und oberem Quartil der Versuchsgruppe mit AALS – trotz ähnlicher Werte des Mittelwerts und der Standardabweichung – kleiner ist als bei der Ver-

suchsgruppe ohne AALS. Die Anflüge wurden grundsätzlich etwas später abgebrochen, einige Ausreißer sorgten allerdings für eine entsprechend ähnliche Statistik. Der spätere Zeitpunkt des Einleitens des Fehlanflugs deckt sich mit der Aussage der Probanden, dass zu diesem Zeitpunkt das PAPI sichtbar wurde und so die Entscheidung zum Durchstarten beeinflusste.

Bei einem vertikalen Fehler von -20 m bzw. -28 m ist – bei Verwendung des AALS – eine erhebliche Verbesserung der Reaktionszeit gegenüber den Anflügen ohne AALS erkennbar. Alle Anflüge wurden umgehend nach Passieren der Entscheidungshöhe mit einer Verzögerung von 1,61 s bzw. 2,00 s im Mittel eingeleitet. Ohne AALS wurde der Fehlanflug durchschnittlich bei 8,50 s bzw. 8,38 s eingeleitet. Dies entspricht in etwa dem Wert bei einem vertikalen Fehler von -10 m. Bei allen drei Szenarien ohne AALS ist demzufolge eine ähnliche Reaktionszeit im Mittel erreicht worden.

Auch die Standardabweichung verbesserte sich bei einem vertikalen Fehler von -20 m bzw. -28 m wesentlich, wenn das AALS eingesetzt wurde (0,51 s bzw. 0,76 s). Alle Versuchsteilnehmer leiteten mit sehr ähnlichen Reaktionszeiten den Fehlanflug ein, wie die entsprechenden Boxplots verdeutlichen (vgl. Abbildung 6-3). Die Standardabweichungen der beiden äquivalenten Szenarien der Versuchsgruppe ohne AALS dagegen stiegen an, die Streuung vergrößerte sich je größer der vertikale Fehler war. Die Entscheidung zum Abbruch erscheint nicht eindeutig und unsicher hinsichtlich des optimalen Zeitpunkts.

Wurde trotz Fehlers der vertikalen Flugführungskomponente ein Anflug nicht abgebrochen und eine Landung durchgeführt, ist dies in der statistischen Auswertung der Reaktionszeit nicht enthalten. Eine Landung trotz vertikalen Fehler, mit einem möglichen Verlassen der OFZ, stellt in diesem Sinne jedoch den „*worst case*“ dar und wird in der Statistik der „minimalen Höhe“ entsprechend gewichtet.

Dieser Wert wird mithilfe der aufgezeichneten Höhe des Fahrwerks bezüglich des Niveaus der Landebahnschwelle bestimmt. Er kennzeichnet die niedrigste Höhe des Fahrwerks im Falle eines Abbruchs des Anfluges und Einleiten eines Fehlanfluges. Wird der Anflug trotz Fehlers der vertikalen Flugführungskomponente nicht abgebrochen, geht dies in die Statistik der „minimalen Höhe“ mit dem Wert „0 m“ ein.

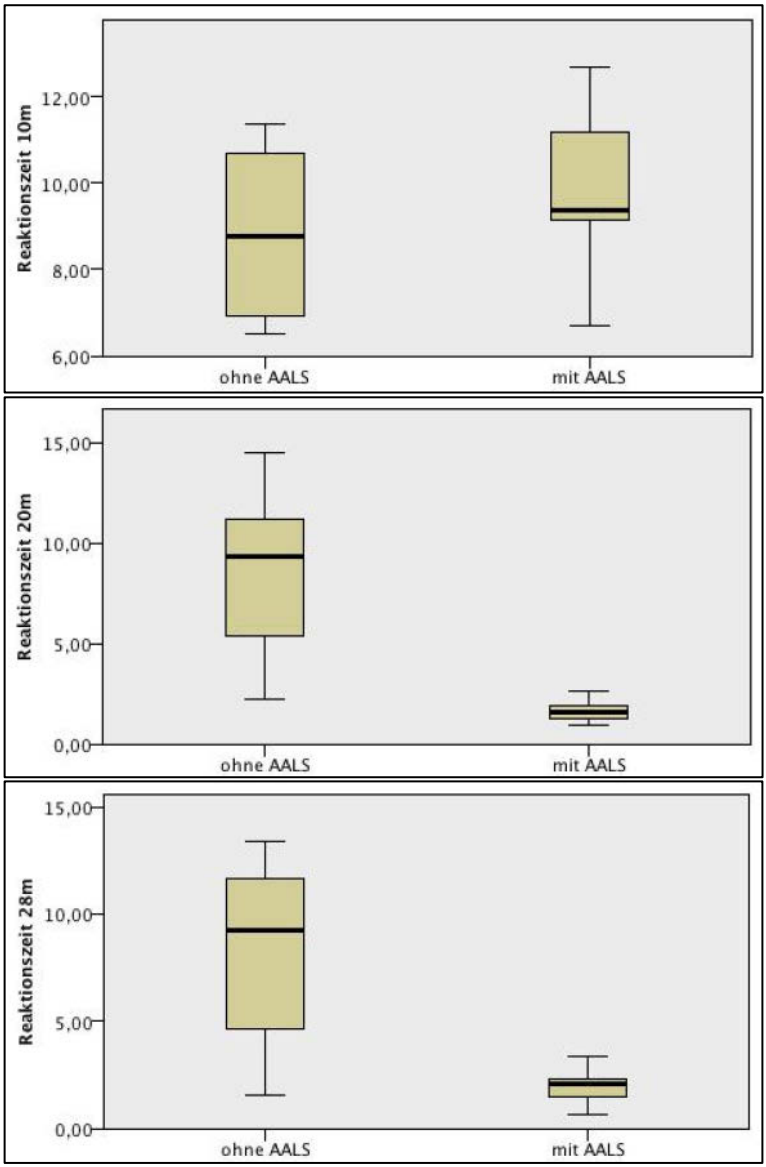


Abbildung 6-3: Boxplots der Reaktionszeit bei vertikalen Fehlern -10/-20/-28 m [eigene Darstellung]

Tabelle 6-4 präsentiert den Wert für alle Anflüge der Versuchsreihe. Bei einem vertikalen Fehler von -10 m zeigt sich ein ähnliches Ergebnis wie bei der Reaktionszeit. Trotz weißer Lampen des AALS bei Erreichen der Entscheidungshöhe ist kein wesentlicher Unterschied zu der Versuchsgruppe ohne AALS festzustellen.

Bei einem vertikalen Fehler von -20 m bzw. -28 m zeigt sich ein klarer Unterschied bei der Versuchsgruppe mit dem Einsatz des AALS. Liegt bei beiden Fehlern die niedrigste Höhe im Mittel bei ca. 180 ft AGL, liegt diese ohne den Einsatz des AALS deutlich darunter bei 78,15 ft bzw. 86,15 ft.

Auch hinsichtlich der Standardabweichung ist ein deutlicher Unterschied erkennbar. Bei der Versuchsgruppe mit AALS liegt diese bei sehr niedrigen 7,5 ft im Mittel für beide Szenarien. Die Anflüge ohne AALS weisen dagegen eine hohe Streuung bezüglich ihres Vertikalprofils auf, die noch einmal leicht ansteigt gegenüber einem vertikalen Fehler von -10 m.

vertikaler Fehler	Minimale Höhe [ft]			
	mit AALS		ohne AALS	
	Mittelwert	Standardabweichung	Mittelwert	Standardabweichung
0 m	0,00	0,00	0,00	0,00
-10 m	43,42	45,66	68,75	48,56
-20 m	180,43	6,02	78,15	59,66
-28 m	175,64	8,98	86,15	57,36

Tabelle 6-4: Minimale Höhe über der Landebahnschwelle Versuchsreihe CAT I

Mithilfe der exakten Position und Höhe über MSL wurden für alle Anflüge entsprechende Graphen der Vertikalprofile erstellt. Abbildung 6-4 zeigt alle Anflüge des Szenarios mit einen vertikalen Fehler von -28 m der Versuchsgruppe mit AALS. Die horizontale graue Linie stellt die Entscheidungshöhe von 200 ft AGL dar, die rote gestrichelte Linie die Grenze der OFZ. Die rote durchgezogene Linie am unteren rechten Rand symbolisiert die SLB, der grüne Punkt auf ihr den Beginn der TDZ. Abbildung 6-5 zeigt das gleiche Szenario der Versuchsgruppe ohne AALS.

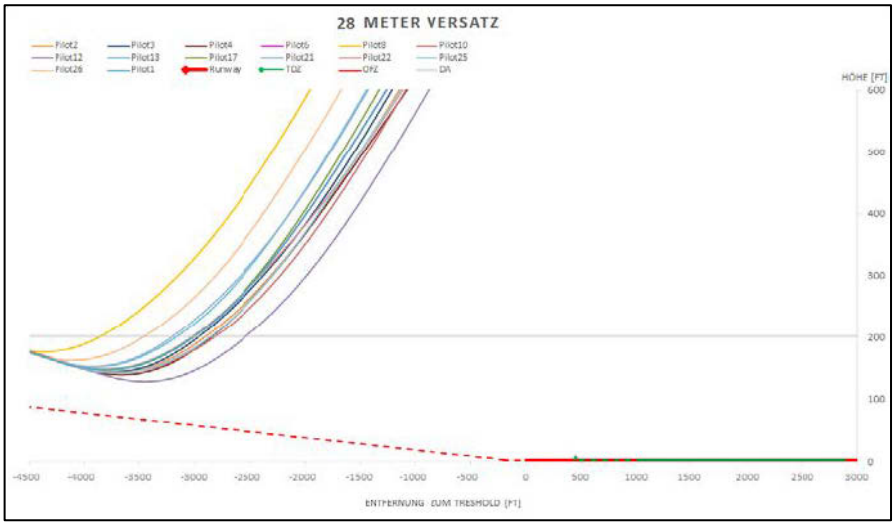


Abbildung 6-4: -28 m Vertikaler Fehler, mit AALS [eigene Darstellung]

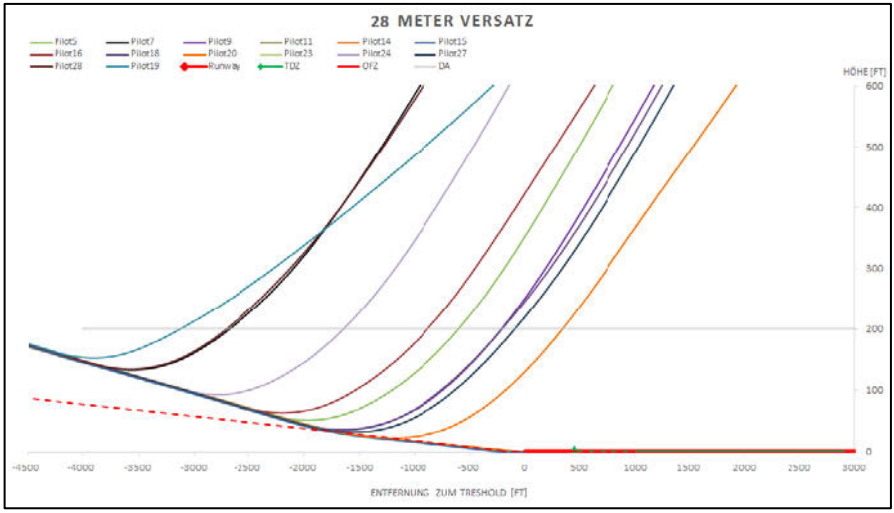


Abbildung 6-5: -28 m Vertikaler Fehler, ohne AALS [eigene Darstellung]

Deutlich erkennbar ist die geringe Streuung der Trajektorien beim Einsatz des AALS. Die Anflüge werden kurz nach Passieren der Entscheidungshöhe abgebrochen und

der Fehlanflug eingeleitet. Ohne AALS weist das Versuchsergebnis der Anflugtrajektorien eine breite Streuung auf. Fünf Anflüge verlassen die OFZ, wobei zwei davon zur Landung führen. In beiden Anflügen setzt das LFZ dabei vor der Landebahnschwelle auf.

In Anhang 5 befinden sich alle Graphen beider Versuchsgruppen der weiteren Szenarien.

6.2.2 Signifikanztest

Mithilfe der Software *IBM-SPSS-Statistics* wurden alle Anflüge der beiden Versuchsgruppen hinsichtlich der in Abschnitt 5.3.2 aufgestellten Unterschiedshypothese untersucht:

„Das *Advanced Approach Light System* verbessert die Entscheidungsfindung zum Fortsetzen des Anflugs bei Erreichen der Entscheidungshöhe gegenüber den bisherigen visuellen Hilfsmitteln."

Die Anflüge wurden dazu hinsichtlich der abhängigen Variablen „Reaktionszeit" und „Durchstarthöhe" innerhalb jedes Szenarios Versuchsgruppenweise betrachtet. Für die Durchführung einer Varianzanalyse müssen die Voraussetzung der Varianzhomogenität der Datengrundlage gegeben sein (vgl. Abschnitt 5.3.2.2). Die Graphen der Vertikalprofile bei einem Fehler von -20 m und -28 m zeigen jedoch große Unterschiede der Streuung zwischen beiden Versuchsgruppen. Mithilfe des Levene-Tests wurde die Varianzhomogenität der beiden Versuchsgruppen jedes Szenarios getestet.

Die Szenarien mit einem vertikalen Fehler von 0 m und -10 m sind hinsichtlich ihrer Varianzhomogenität ausreichend für die Anwendung einer Varianzanalyse. Die beiden Szenarien mit einem vertikalen Fehler von -20 m und -28 m weisen jedoch eine zu große Varianzinhomogenität auf. Um eine Vergleichbarkeit der Ergebnisse zu gewährleisten, wird dementsprechend für alle Versuche zur Prüfung der Unterschiedshypothese der nicht-parametrische Kruskal-Wallis-Test durchgeführt.

Das Szenario mit einem vertikalen Fehler von 0 m wird in der Betrachtung ausgelassen, da hier von vornherein keine Verbesserung durch die Verwendung des AALS erwartet wird. Die nahezu identischen Ergebnisse beider Versuchsgruppen hinsichtlich der beiden abhängigen Variablen bestätigt diese Annahme (vgl. Abschnitt 6.2.1).

Tabelle 6-5 zeigt die Ergebnisse des Kruskal-Wallis-Test hinsichtlich der beiden abhängigen Variablen. Bei einem vertikalen Fehler von -10 m kann in beiden Fällen

(mit/ohne AALS) die Nullhypothese nicht abgelehnt werden, die Signifikanz liegt deutlich über 0,05. Der Einsatz des AALS als zusätzliches visuelles Merkmal bewirkt keine Veränderung hinsichtlich der Entscheidungsfindung bei Erreichen der DA.

Bei einem vertikalen Fehler von -20 m bzw. -28 m kann die Nullhypothese für beide abhängige Variablen abgelehnt werden, die Signifikanz liegt jeweils weit unter der Grenze von 0,05. Folglich kann der Alternativhypothese zugestimmt werden. Der Einsatz des AALS hat erheblichen Einfluss auf die Reaktionszeit und die Durchstarthöhe.

Szenario	Signifikanz	
	minimale Höhe	Reaktionszeit
-10m	0,179	0,261
-20m	0,000	0,000
-28m	0,000	0,000

Tabelle 6-5: Signifikanz der Unterschiedshypothese in Versuchsreihe CAT I

6.2.3 Subjektive Bewertung

Im Anschluss jedes Anflugs wurde ein kurzer Fragebogen zur subjektiven Bewertung des Anflugs ausgegeben. Die ersten vier Fragen zielten auf die grundsätzliche Einschätzung des visuellen Bildes beim Passieren der Entscheidungshöhe und während der Landung ab. Die Antworten sind eher informativer Natur und gehen nicht in die Auswertung ein. Die zwei letzten Fragen galten der Entscheidungsfindung beim Passieren der DA und konnten mit einer Skala von 1-10 beantwortet werden. Tabelle 6-6 zeigt die Mittelwerte aller Antworten, aufgeteilt auf beide Versuchsgruppen für beide Fragen.

Die Entscheidung zum Einleiten eines Fehlanflugs wurde von beiden Versuchsgruppen als eher einfach gewertet. Ein Unterschied zwischen den beiden Versuchsgruppen ist jedoch nicht festzustellen.

Der Zeitpunkt des Einleitens des Fehlanflugs wurde – seitens der Versuchsgruppe mit AALS – im Mittel um mehr als zwei Punkte besser bewertet, als ohne das AALS. Diese subjektive Einschätzung deckt sich auch mit der wesentlich geringeren Streuung der vertikalen Anflugprofile bei einem Abbruch des Anflugs, mit der Nutzung von AALS. Die Entscheidung wurde hier auch objektiv wesentlich schneller und eindeutiger getroffen, als ohne AALS.

Versuchs-gruppe	Entscheidung zum Fehlanflug	Zeitpunkt des Einleiten
	[1–10 / schwer - einfach]	[1–10 /zu spät - genau richtig]
ohne AALS	6,41	4,91
mit AALS	7,34	7,06

Tabelle 6-6: Subjektive Bewertung der Entscheidungsfindung

Die Teilnehmer der Versuchsgruppe mit AALS bekamen im Anschluss des Versuches einen weiteren Fragebogen zur Bewertung des AALS. Tabelle 6-7 zeigt die Mittelwerte der jeweiligen Antworten.

Das AALS wird hier im Hinblick auf operative Nutzbarkeit und Verbesserung des Situationsbewusstseins durchgehend positiv im Durchschnitt mit einem Wert über 9 von 10 auf der Skala bewertet. Der Frage bezüglich Sichtbarkeit wurde im Mittel mit 9,43 zugestimmt, eine mögliche Verwirrung durch die zusätzlichen Befeuerungselemente mit 1,57 eher verneint. Das rechtzeitige Einleiten des Fehlanflugs wurde mit 9,43 bewertet. Die Unterstützung hinsichtlich der Entscheidungsfindung wurde mit 9,29 bewertet.

Frage	Mittelwert der Antwort
	[1–10 / stimme nicht zu - stimme zu]
Fehlanflug mithilfe des AALS rechtzeitig eingeleitet	9,43
AALS war gut erkennbar	9,36
AALS hat verwirrt	1,57
AALS hat die Entscheidungsfindung gut unterstützt	9,29

Tabelle 6-7: Subjektive Bewertung des AALS

6.3 Versuchsdaten Versuchsreihe CAT II

Versuchsreihe CAT II beinhaltetet ebenso wie Versuchsreihe CAT I 28 Probanden mit jeweils vier Anflügen und zwei Versuchsgruppen mit AALS und ohne AALS. Alle Anflüge wurden als PA CAT II-Anflug mit einer Entscheidungshöhe von 100 ft AGL (DH) durchgeführt. Die Wetterbedingungen waren mit einer RVR von 300 m und einer *Ceiling* von 130 ft AGL im Simulator eingestellt. Das AALS war auf eine vertikale Fehlertoleranz von -15 m ausgerichtet, d. h. bei den Szenarien mit einem vertikalen

Fehler von 0 m bzw. -10 m zeigte es weiß. Bei den Szenarien mit einem vertikalen Fehler von -20 m bzw. -28 m zeigte es rot.

Zuerst erfolgt eine übersichtliche Darstellung aller während der ersten Versuchsreihe aufgezeichneten Daten in tabellarischer Form und mithilfe entsprechender Boxplots und Graphen des Vertikalprofils. Danach wird mithilfe der Software *IBM SPPS Statistics* der Signifikanztest zur Prüfung der aufgestellten Forschungshypothese bzw. Unterschiedshypothese durchgeführt (vgl. Abschnitt 5.3.2). Abschließend erfolgt die Zusammenfassung der subjektiven Bewertung der Probanden mithilfe der ausgefüllten Fragebögen.

Während der Anflüge mit einem vertikalen Fehler von -10 m brachen zwei Probanden der Versuchsgruppe ohne AALS den Anflug vor Erreichen der Entscheidungshöhe grundlos ab. Beide Anflüge wurden aus der Datenanalyse entfernt, da im realen operativen Betrieb ein entsprechendes Verhalten in dieser Form prinzipiell nicht vorkommen würde [35].

6.3.1 Deskriptive Statistik

Tabelle 6-8 zeigt alle durchgeführten Anflüge und die jeweilige Anzahl an Fehlanflügen. Dabei wird unterschieden, ob das AALS zur Verfügung stand oder der Anflug ohne AALS durchgeführt wurde. Außerdem führt sie auf, wie oft bei einem Anflug auf Grund eines nicht erkannten vertikalen Fehlers die OFZ verlassen wurde.

Ohne Fehler der vertikalen Flugführungskomponente wurden alle Anflüge mit einer Landung auf der SLB abgeschlossen. Bei einem vertikalen Fehler von -10 m wurden ohne AALS sechs Anflüge abgebrochen und der Fehlanflug eingeleitet. Mit AALS wurden alle Anflüge auf der SLB gelandet. Alle Versuchsteilnehmer interpretierten die Information des AALS korrekt und setzten sie entsprechend um.

Bei einem vertikalen Fehler von -20 m und -28 m wurden bei Verwendung des AALS alle Anflüge abgebrochen und der Fehlanflug eingeleitet. Das AALS wurde auch bei diesen Szenarien nahezu einwandfrei interpretiert und umgesetzt. Bei einem Anflug wurde kurzzeitig die OFZ verlassen.

In der Versuchsgruppe ohne AALS wurde für beide Szenarien zusammen in 24 von 28 Fällen der Anflug abgebrochen, vier wurden trotz vertikalen Fehlers gelandet – mit dem Aufsetzen vor der Landebahnschwelle. In 5 Anflügen wurde die OFZ verlassen mit dem Risiko einer Kollision mit einem möglichen Hindernis.

vertikaler Fehler	Fehlanflug eingeleitet				OFZ verlassen			
	mit AALS		ohne AALS		mit AALS		ohne AALS	
	ja	nein	ja	nein	ja	nein	ja	nein
0 m	0	14	0	14	0	14	0	14
-10 m	0	14	6	8	0	14	0	14
-20 m	14	0	11	3	0	14	1	13
-28 m	14	0	13	1	0	14	5	9

Tabelle 6-8: Allgemeine Statistik Versuchsreihe CAT II

Ebenso wie in der Auswertung der Versuchsreihe CAT I wurde mithilfe der aufgezeichneten Daten die Reaktionszeit für einen möglichen Abbruch des Anflugs bestimmt. Tabelle 6-9 stellt die entsprechenden Daten nach beiden Versuchsgruppen getrennt dar. Dargestellt wird der Mittelwert aller Versuche, bei denen ein Fehlanflug eingeleitet wurde. Die Standardabweichung gibt zusätzlich an, welchen Grad der Streuung die einzelnen Messwerte zueinander haben. Für eine bessere Vergleichbarkeit sind zusätzlich in Abbildung 6-6 die entsprechenden Boxplots der Reaktionszeit dargestellt. Für das Szenario mit einem vertikalen Fehler von -10 m konnte kein Boxplot erstellt werden, da mit AALS alle Anflüge gelandet wurden. Dementsprechend steht keine Reaktionszeit zur Verfügung, welche mit der anderen Versuchsgruppe ohne AALS graphisch dargestellt werden kann.

vertikaler Fehler	Reaktionszeit [s]			
	mit AALS		ohne AALS	
	Mittelwert	Standardabweichung	Mittelwert	Standardabweichung
0 m	0,00	0,00	0,00	0,00
-10 m	0,00	0,00	3,18	1,71
-20 m	0,93	0,22	4,57	2,15
-28 m	1,30	0,71	3,52	2,39

Tabelle 6-9: Reaktionszeit für das Einleiten des Fehlanflugs Versuchsreihe CAT II

Die Mittelwerte und Standardabweichungen der jeweiligen Reaktionszeiten der Versuchsgruppe ohne AALS befinden sich auf nahezu gleichem Niveau, wie auch die beiden Boxplots der vertikalen Fehler -20 m und -28 m in Abbildung 6-6 verdeutlichen. Die Streuung der Werte ist zur Versuchsgruppe mit AALS vergleichsweise

groß, was auf eine unsichere Entscheidungsfindung nach dem Passieren der DH schließen lässt.

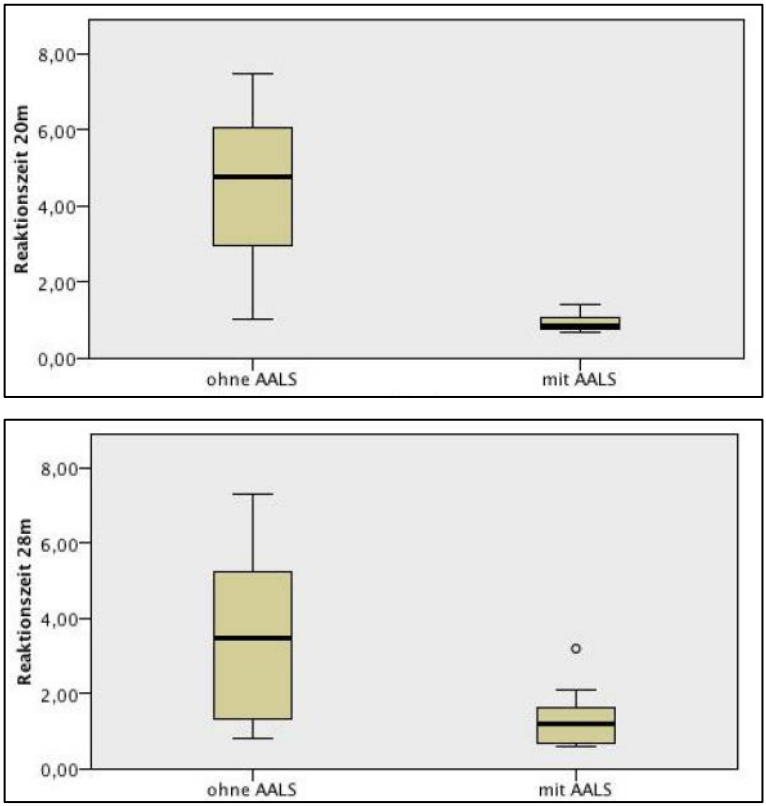


Abbildung 6-6: Boxplots der Reaktionszeit bei vertikalen Fehlern -20/-28 m [eigene Darstellung]

Der Mittelwert der Reaktionszeit innerhalb der Versuchsgruppe mit AALS ist dagegen mit einem Wert von einer Sekunde sehr klein. Ebenso die Standardabweichung, die lediglich bei einem vertikalen Fehler von -28 m einen Wert mit einem vergleichsweise hohen Wert aufweist. Dies ist im entsprechenden Boxplot mit einem Punkt als einzelner Wert erkennbar (vgl. Abbildung 6-6). Die Entscheidung zum Abbruch des Anflu-

ges wurde folglich von allen Probanden unmittelbar nach dem Passieren der Entscheidungshöhe ohne Zögern getroffen.

Diese Erkenntnis wird durch die in Tabelle 6-10 dargestellten Werten der minimalen Höhe über dem Niveau der Landebahnschwelle zusätzlich bestätigt. Für die Versuchsgruppe mit AALS wurde bei den Szenarien mit einem vertikalen Fehler von -20 m bzw. -28 m ein Mittelwert von 87,37 ft bzw. 82,82 ft ermittelt. Diese befinden sich nur minimal unterhalb der DH von 100 ft AGL, die das Niveau der Landebahnschwelle darstellt.

Die höhere Standardabweichung bei einem vertikalen Fehler von -28 m ergibt sich – wie bereits bei der Reaktionszeit erläutert – aus einem einzelnen Versuch, bei dem vergleichsweise spät der Fehlanflug eingeleitet wurde. Dieser ist in Abbildung 6-7 als Pilot 1 in hellblau zu erkennen und markiert den einzigen Anflug der Versuchsgruppe mit AALS, der die OFZ kurzzeitig verlassen hat.

Betrachtet man die Mittelwerte der minimalen Höhen der Versuchsgruppe ohne AALS, so liegen diese bei den beiden kritischen vertikalen Fehlern von -20 m und -28 m weit unter denen mit AALS. Der Anstieg der Werte lässt sich dadurch erklären, dass bei -28 m die wenigsten Probanden eine Landung durchgeführt haben, was sich positiv auf den Mittelwert auswirkt. Betrachtet man jedoch die vertikalen Anflugprofile in Abbildung 6-8, so sieht man deutlich das Verlassen der OFZ von fünf Anflügen und eine erhebliche Streuung. Ebenso wie bei einem vertikalen Fehler von -20 m wurde die Entscheidung zum Einleiten eines Fehlanflugs nur zögerlich und weitestgehend zu spät getroffen.

In Anhang 5 befinden sich die weiteren Graphen der Vertikalprofile der Versuchsreihe CAT II.

vertikaler Fehler	Minimale Höhe [ft]			
	mit AALS		ohne AALS	
	Mittelwert	Standardabweichung	Mittelwert	Standardabweichung
0 m	0,00	0,00	0,00	0,00
-10 m	0,00	0,00	25,53	33,18
-20 m	87,37	2,66	35,83	27,74
-28 m	82,82	9,20	52,88	29,68

Tabelle 6-10: Minimale Höhe über der Landebahnschwelle Versuchsreihe CAT II

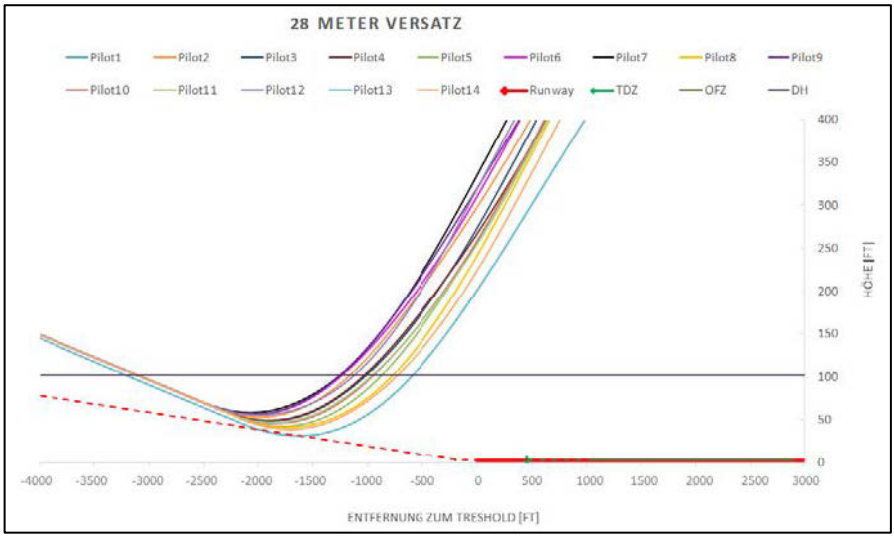


Abbildung 6-7: -28 m Vertikaler Fehler, mit AALS [eigene Darstellung]

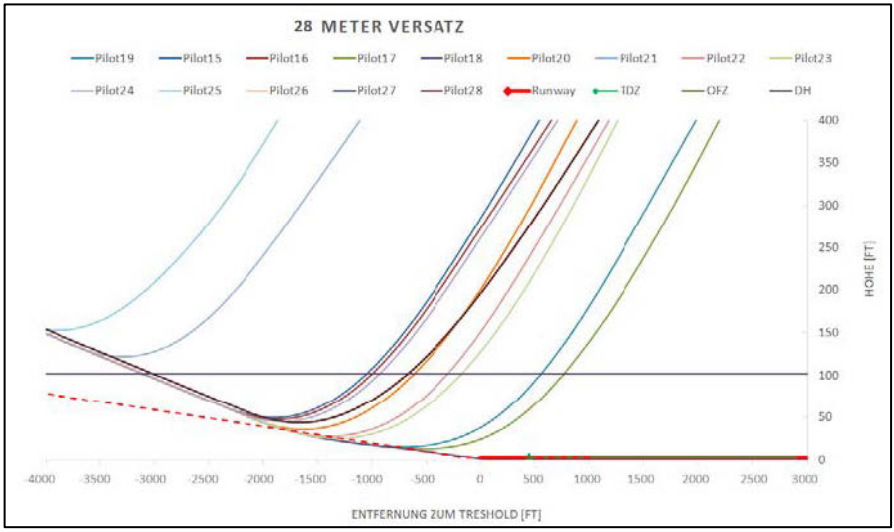


Abbildung 6-8: -28 m Vertikaler Fehler, ohne AALS [eigene Darstellung]

6.3.2 Signifikanztest

Mithilfe der Software *IBM-SPSS-Statistics* wurden alle Anflüge der beiden Versuchsgruppen hinsichtlich der in Abschnitt 5.3.2 aufgestellten Unterschiedshypothese untersucht:

„Das *Advanced Approach Light System* verbessert die Entscheidungsfindung zum Fortsetzen des Anflugs bei Erreichen der Entscheidungshöhe gegenüber den bisherigen visuellen Hilfsmitteln."

Die Anflüge wurden dazu hinsichtlich der abhängigen Variablen „Reaktionszeit" und „Durchstarthöhe" innerhalb jedes Szenarios versuchsgruppenweise betrachtet.

Für die Durchführung einer Varianzanalyse müssen die Voraussetzung der Varianzhomogenität der Datengrundlage gegeben sein (vgl. Abschnitt 5.3.2.2). Die Graphen der Vertikalprofile bei einem Fehler von -20 m und -28 m zeigen jedoch große Unterschiede der Streuung zwischen beiden Versuchsgruppen. Mithilfe des Levene-Tests wurde die Varianzhomogenität der beiden Versuchsgruppen jedes Szenarios getestet.

Nur das Szenario mit einem vertikalen Fehler von 0 m ist hinsichtlich der Varianzhomogenität ausreichend für die Anwendung einer Varianzanalyse. Alle anderen Szenarien mit einem vertikalen Fehler von -10 m, -20 m und -28 m weisen eine zu große Varianzinhomogenität auf. Um eine Vergleichbarkeit der Ergebnisse zu gewährleisten, wird folglich für alle Versuche zum Prüfen der Unterschiedshypothese der nichtparametrische Kruskal-Wallis-Test durchgeführt.

Das Szenario mit einem vertikalen Fehler von 0 m wird in der Betrachtung ausgelassen, da hier von vornherein keine Verbesserung durch die Verwendung des AALS erwartet wird. Die nahezu identischen Ergebnisse beider Versuchsgruppen hinsichtlich der beiden abhängigen Variablen bestätigt diese Annahme (vgl. Abschnitt 6.2.1).

Tabelle 6-11 zeigt die Ergebnisse des Kruskal-Wallis-Tests hinsichtlich der beiden abhängigen Variablen. Das Ergebnis aller drei Szenarien ist von hoher Signifikanz. In allen drei Fällen kann die Nullhypothese für beide unabhängigen Variablen abgelehnt werden. Folglich kann der Alternativhypothese zugestimmt werden. Der Einsatz des AALS hat erheblichen Einfluss auf die Reaktionszeit und die Durchstarthöhe.

Szenario	Signifikanz	
	Minimale Höhe	Reaktionszeit
-10m	0,007	0,000
-20m	0,000	0,000
-28m	0,005	0,011

Tabelle 6-11: Signifikanz der Unterschiedshypothese in Versuchsreihe CAT II

6.3.3 Subjektive Bewertung

Im Anschluss jedes Anflugs wurde ein kurzer Fragebogen zur subjektiven Bewertung des Anflugs ausgegeben. Die ersten vier Fragen zielten auf die grundsätzliche Einschätzung des visuellen Bildes beim Passieren der Entscheidungshöhe und während der Landung ab. Die Antworten sind eher informativer Natur und gehen nicht in die Auswertung ein. Die zwei letzten Fragen galten der Entscheidungsfindung beim Passieren der DA und konnten mit einer Skala von 1-10 beantwortet werden. Tabelle 6-12 zeigt die Mittelwerte aller Antworten, aufgeteilt auf beide Versuchsgruppen für beide Fragen.

Die Entscheidung zum Einleiten eines Fehlanflugs wurde von beiden Versuchsgruppen als eher einfach gewertet. Die Versuchsgruppe mit AALS zeigt hier jedoch schon einen verbesserten Wert um zwei Punkte hinsichtlich einer leichten Entscheidung.

Dieses Ergebnis spiegelt sich so auch bei der Bewertung des Zeitpunkts im Falle eines Fehlanflugs wieder. Dieser wird seitens der Versuchsgruppe mit AALS mit fast 9 von 10 Punkten bewertet.

Versuchs-gruppe	Entscheidung zum Fehlanflug	Zeitpunkt des Einleiten
	[1–10 / schwer - einfach]	[1–10 /zu spät - genau richtig]
ohne AALS	6,60	6,37
mit AALS	8,68	8,79

Tabelle 6-12: Subjektive Bewertung der Entscheidungsfindung

Die Teilnehmer der Versuchsgruppe mit AALS bekamen im Anschluss des Versuches einen weiteren Fragebogen zur Bewertung des AALS. Tabelle 6-13 zeigt die Mittelwerte der jeweiligen Antworten.

Das AALS wird hier vergleichbar zur Versuchsreihe CAT I bezüglich operativer Nutzbarkeit und Verbesserung des Situationsbewusstseins durchgehend positiv im Durchschnitt mit einem Wert über 9 von 10 auf der Skala bewertet. Der Frage hinsichtlich Sichtbarkeit wurde im Mittel mit 9,14 zugestimmt, eine mögliche Verwirrung durch die zusätzlichen Befeuerungselemente mit 2,97 eher verneint. Das rechtzeitige Einleiten des Fehlanflugs wurde mit 9,36 bewertet. Die Unterstützung hinsichtlich der Entscheidungsfindung wurde mit 9,29 bewertet.

Frage	**Mittelwert der Antwort**
	[1–10 / stimme nicht zu - stimme zu]
Fehlanflug rechtzeitig eingeleitet	9,36
AALS gut erkennbar	9,14
AALS verwirrt	2,93
AALS hat gut unterstützt	9,29

Tabelle 6-13: Subjektive Bewertung des AALS

7 Auswertung der Ergebnisse

Mithilfe entsprechender Bewertungsmethoden sollte das Konzept des AALS in zwei unabhängigen Versuchsreihen hinsichtlich der Funktionalität und operativen Verwendung validiert werden. Insgesamt 56 verschiedene Probanden flogen dazu 224 Anflüge mit oder ohne das AALS. Im vorangegangen Kapitel wurden die Ergebnisse aller durchgeführten Versuche bereits ausführlich präsentiert. Das folgende Kapitel soll – basierend auf den erzielten Ergebnissen – entsprechende Schlussfolgerungen bezüglich der gestellten Anforderungen zum Einsatz des AALS liefern. Dabei werden die beiden Versuchsreihen zunächst einzeln betrachtet und dann in einer Gesamtauswertung abschließend bewertet. Dabei soll zum einen die aufgestellte Forschungshypothese geprüft werden, jedoch auch die Akzeptanz seitens der Versuchsteilnehmer hinsichtlich einer Integration in den realen Flugbetrieb betrachtet werden.

7.1 CAT I Versuchsreihe

Das AALS konnte in der Versuchsreihe CAT I hinsichtlich der gestellten Anforderungen überzeugen. Die objektiven Bewertungen mithilfe der Reaktionszeit und minimalen Höhe haben gezeigt, dass die Probanden mithilfe des AALS bei großen Fehlern der vertikalen Flugführungskomponente wesentlich schneller und einheitlicher die Entscheidung zum Fehlanflug treffen konnten.

Darüber hinaus wurden die Ergebnisse der vorangegangenen Forschungsvorhaben hinsichtlich des fehlenden Situationsbewusstseins für konstante, vertikale Fehler durch die Versuchsgruppe ohne AALS vollständig bestätigt (vgl. Abschnitt 3.4). Die Probanden waren nicht in der Lage, adäquat mithilfe der bestehenden visuellen Merkmale die relative Position bezüglich des vertikalen Sollanflugweges zu erkennen und den Fehlanflug entsprechend rechtzeitig einzuleiten. Eine Vielzahl der Anflüge bewegte sich nahe der Grenze der OFZ oder unterschritt diese sogar. Die ausgeprägte Varianz der Ergebnisse während aller Szenarien ohne AALS deutet auf eine große Unsicherheit bei der Entscheidungsfindung hin. Zwar war auch diesbezüglich die subjektive Selbsteinschätzung der Probanden eher positiv, die objektiven Auswertungen zeigten jedoch eine breite Streuung der Ergebnisse.

Wurde das AALS verwendet, konnten bei großen vertikalen Fehlern von -20 m und -28 m mithilfe der zusätzlichen visuellen Merkmale unverzüglich und sicher der Fehlanflug eingeleitet werden. Die geringe Varianz der Ergebnisse beider abhängiger

Variablen „Reaktionszeit“ und „minimale Höhe“ bestätigen das verbesserte Situationsbewusstsein hinsichtlich des Erkennens eines vertikalen Fehlers bei Erreichen der DA.

Bei einem vertikalen Fehler von -10 m innerhalb der Versuchsreihe CAT I brachte der Einsatz des AALS jedoch keine Verbesserung. Beide Versuchsgruppen weisen ähnliche Ergebnisse in den abhängigen Variablen im Mittelwert und der Standardabweichung auf. Trotz entsprechender Vorbereitung der Probanden auf die Funktionsweise des AALS wurde die Hälfte der Anflüge relativ spät abgebrochen. Auf Grund der weißen Anzeige des AALS hätte allerdings bei keinem der Anflüge ein Fehlanflug eingeleitet werden müssen. Hindernisfreiheit und ein Aufsetzen innerhalb der TDZ ist bei einem vertikalen Fehler von -10 m noch gewährleistet.

Die Versuchsteilnehmer gaben in den durchgeführten Nachbesprechungen an, dass die irreführende Anzeige des bei ca. 100 ft AGL in Sicht kommenden PAPI dazu geführt hätte, den Anflug abzubrechen. Die Lampen des PAPI zeigten während dieses Szenarios drei rote Lampen und eine weiße Lampe an, was eine zu tiefe Position bezüglich des Sollanflugwegs signalisiert. Demgegenüber stehen diverse Anweisungen in entsprechenden Handbüchern, die von der Verwendung des PAPI unterhalb von 200 ft AGL abraten (vgl. Abschnitt 2.4.4.1). Als Ergebnis wurde festgestellt, dass in der folgenden Versuchsreihe noch eindringlicher auf die Funktionsweise und Verlässlichkeit des AALS bei der Einweisung der Probanden hingewiesen werden sollte.

Die Auswertung der Versuchsreihe zeigte für einen vertikalen Fehler von -20 m und -28 m ein Ergebnis mit hoher Signifikanz. Die Forschungshypothese hinsichtlich der Verbesserung des Situationsbewusstseins zur Entscheidungsfindung bei Erreichen der DA wird bestätigt. Beide abhängigen Variablen „Reaktionszeit“ und „minimale Höhe“ werden durch den Einsatz des AALS erheblich verbessert.

7.2 CAT II Versuchsreihe

Aktuelle satellitengestützte Anflüge mit vertikaler Flugführungskomponente (APV, GLS CAT I), die konstante vertikale Fehler aufweisen können, entsprechen bisher nicht den stringenten Anforderungen für PA CAT II-Anflüge (vgl. Abschnitt 3.3). Trotzdem wurde das AALS in einer weiteren Versuchsreihe unter CAT II Wetterbedingungen hinsichtlich seiner Funktionalität und Anwendbarkeit zum Erkennen entsprechender Fehler der vertikalen Flugführungskomponente untersucht. Dabei wurden Fehler-

größen verwendet, wie sie nach den derzeitigen PA CAT I Anforderungen noch akzeptabel sind.

Das Ergebnis der CAT II Versuchsreihe übertrifft dabei noch die Ergebnisse der vorangegangenen Versuchsreihe CAT I. Bei allen Szenarien mit konstanten vertikalen Fehlern wurde das AALS von den Luftfahrzeugführern korrekt interpretiert und umgesetzt. Auch bei dem kleinen vertikalen Fehler von -10 m wurde das AALS den Einweisungen entsprechend angewendet. Alle Anflüge wurden aufgrund der weißen Anzeige des AALS – trotz irreführender Anzeige des PAPI – zu einer Landung geführt. Dem AALS wurde hierbei von den Luftfahrzeugführern der Vorzug hinsichtlich der Entscheidungsfindung gegeben. Anzumerken ist, dass speziell bei CAT II oder CAT III-Anflügen schon aktuell, basierend auf den entsprechenden Betriebsanweisungen, dem PAPI keine Bedeutung geschenkt wird [12].

Die Probanden der Versuchsgruppe ohne AALS konnten bereits bei dem Szenario mit einem vertikalen Fehler von -10 m keine klare Entscheidung beim Erreichen der DH zum Fortsetzen des Anflugs treffen. Eine breite Streuung der Ergebnisse weist auf eine Unsicherheit hin, mithilfe bestehender visueller Merkmale die relative Position hinsichtlich des vertikalen Sollanflugwegs zu erkennen. Dies bestätigt so auch wieder die Ergebnisse der vorangegangenen Versuchsreihe CAT I.

Dass gleiche Ergebnis zeigt sich auch bei einem vertikalen Fehler von -20 m und -28 m. Ohne Verwendung des AALS wurde in einigen Anflügen trotz Einleiten eines Fehlanflugs die OFZ verlassen. Dies würde im realen Flugbetrieb eine erhebliche Gefährdung des Flugbetriebs bedeuten, da sich außerhalb der OFZ mögliche Hindernisse befinden können. Dazu wurden einige Anflüge sogar vor der Landebahnschwelle gelandet und die Elemente des ALS für Bestandteile der SLB-Befeuerung gehalten.

Mithilfe des AALS konnte auch bei einem vertikalen Fehler von -20 m und -28 m die richtige Einschätzung der tatsächlichen Position zum vertikalen Sollanflugweg getroffen und die Anflüge rechtzeitig vor Verlassen der OFZ abgebrochen werden. Dabei bleibt anzumerken, dass einer von 28 Anflügen zu spät abgebrochen wurde und sich kurzzeitig unterhalb des OCS befand. Allerdings war die gemessene minimale Höhe dabei weit über dem Median der Versuchsgruppe ohne AALS.

Auch in der zweiten Versuchsreihe zeigt die Auswertung ein Ergebnis mit hoher Signifikanz. Die Forschungshypothese kann für beide abhängigen Variablen in allen drei Szenarien bestätigt werden. Das Ergebnis zeigt eine erhebliche Wirksamkeit des AALS.

7.3 Abschließende Beurteilung

Beide Versuchsreihen können die aufgestellte Forschungshypothese zur Verbesserung des Situationsbewusstseins hinsichtlich der Entscheidungsfindung beim Erreichen der jeweiligen Entscheidungshöhe durch Einsatz des AALS bestätigen. Es wird in beiden Fällen sowohl basierend auf der deskriptiven Statistik als auch durch den Signifikanztest ein eindeutiges Ergebnis bei großen vertikalen Fehlern von -20 m und -28 m erzielt. Bei einer Fehlergröße von -10 m konnte das System nur in der Versuchsreihe CAT II überzeugen. Allerdings kann dies auf die nicht ausreichende Einweisung hinsichtlich möglicher Diskrepanz zum bestehenden PAPI zurückzuführen sein. Nach Anpassung der Einweisung wurde das AALS in der zweiten Versuchsreihe einwandfrei auch bei einem kleinen Fehler von -10 m umgesetzt.

Dazu bleibt anzumerken, dass die Problematik hinsichtlich der Harmonisierung des PAPI auf unterschiedliche Luftfahrzeugtypen und den durch die bestehende vertikale Flugführungskomponente definierten Sollanflugweg bekannt ist (vgl. Abschnitt 2.4.4.1 und [137]). Demgemäß besteht die grundsätzliche betriebliche Anweisung, die Anzeigen des PAPI während den letzten 200 ft über der Landebahnschwelle nicht zu folgen.

Die Versuchsreihen sollten ferner durch den Einsatz von entsprechend ausgebildeten und erfahrenen Verkehrspiloten die operative Einsetzbarkeit im täglichen Flugbetrieb untersuchen. Auf Basis der subjektiven Bewertungen seitens der Versuchsteilnehmern kann auch diese Anforderung vollumfänglich bestätig werden. Mithilfe einer kurzen Einweisung in die Funktionsweise des Systems konnten bereits hervorragende Ergebnisse in den durchgeführten Versuchsreihen erzielt werden. Diese konnten in der zweiten Versuchsreihe durch Anpassungen der Einweisung noch gesteigert werden.

Durch die einfache Integration in bereits bestehende betriebliche Handlungsabläufe würde eine aufwendige Einführung mit entsprechendem Training der Luftfahrzeugführer vermieden. Die durchweg positive Akzeptanz seitens der Versuchsteilnehmer innerhalb im Anschluss der Versuche geführter Gespräche über die Verwendung des AALS unterstreicht dieses Ergebnis.

Selbst innerhalb der CAT II Versuchsreihe konnte trotz geringer Toleranz hinsichtlich vertikaler Fehler – der Abstand zwischen vertikalem Sollanflugweg und OFZ wird mit abnehmender Höhe geringer – in den meisten Fällen (27 von 28) der Anflug rechtzeitig abgebrochen werden. Die Entscheidung konnte mithilfe des AALS direkt bei Errei-

chen der jeweiligen Entscheidungshöhe getroffen werden. Ohne AALS stellte es sich als sehr schwierig dar, den Anforderungen seitens ICAO – „*Pilot interaction during visual segment*“ (vgl. Abschnitt 3.3.2) bezüglich des Erkennens großer vertikaler Fehler zu entsprechen.

Die Versuchsreihen haben gezeigt, dass der Luftfahrzeugführer mithilfe der zusätzlichen visuellen Entscheidungsmerkmale des AALS auch bei kritischen Sichtbedingungen Fehler der vertikalen Flugführungskomponente rechtzeitig erkennen kann. Das AALS trägt somit erheblich zur Verbesserung des Situationsbewusstseins bei, so dass bei Erreichen der jeweiligen Entscheidungshöhe der Fehlanflug rechtzeitig eingeleitet wird. Gerade bei einer neuen Fehlercharakteristik von konstanten Fehlern, die auch in niedrigen Höhen noch große Werte aufweisen können, kann so die Sicherheit des Flugbetriebs erhöht werden.

8 Zusammenfassung und Ausblick

8.1 Zusammenfassung

In der heutigen zivilen Luftfahrt stellt die Kapazität eines Flughafens den limitierenden Faktor bei immer weiter steigenden Verkehrszahlen dar. Sind die Sichtbedingungen gut, kann der vorhandene Verkehr grundsätzlich ohne Behinderungen des Verkehrsflusses bearbeitet werden. Die Grenze hinsichtlich maximaler Kapazität wird nur durch die vorhandene Anzahl an SLB und das jeweilige Betriebskonzept gesetzt. Ändern sich die Sichtbedingungen jedoch zu Instrumentenflugbedingungen, ist der Luftverkehr auf bord- und bodenseitige Navigationssysteme angewiesen. Nur mithilfe von Anflugsystemen mit vertikaler Flugführungskomponente kann auch bei niedrigen Sichtbedingungen der Verkehrsfluss aufrechterhalten werden.

Das bisherige Standardsystem ILS besteht aus einer Vielzahl an technischer Komponenten, die hohen Aufwand hinsichtlich Wartung und Betrieb verursachen. Kleine Flughäfen sind oft nur teilweise oder gar nicht mit den entsprechenden Bodenkomponenten ausgerüstet, so dass der Flugbetrieb ab gewissen Sichtbedingungen vollständig eingestellt werden muss.

Neue satellitenbasierte Anflugverfahren mit vertikaler Flugführung (Baro/SBAS/GBAS) bieten die Möglichkeit, unabhängiger von notwendiger Bodeninfrastruktur zu operieren. SBAS- oder GBAS-Anflüge liefern mittlerweile eine ähnlich hohe Präzision wie das konventionelle ILS, benötigen dafür aber nur eine Station am Platz (GBAS) oder einige Stationen über eine bestimmte Fläche verteilt (SBAS). Auch vergleichsweise kleine Flughäfen können so bis zu CAT I-Anflüge anbieten, ohne ein aufwendiges ILS betreiben zu müssen. Darüber hinaus entfallen auch entsprechende Schutzbereiche um die störungsempfindlichen Sendeantennen, wodurch auch bei niedrigen Sichtbedingungen der Verkehrsfluss beibehalten werden kann.

All den operativen Vorteilen stehen jedoch langwierige Umrüstungsprozesse der bestehenden Luftfahrzeuge so wie die weiterhin aktuelle Problematik der Verfügbarkeit des GNSS gegenüber. Alternativsysteme zum bestehenden GPS sind bisher nicht ausreichend umgesetzt, so dass GPS weiterhin das einzige System ist, welches entsprechende Präzision in der Positionsbestimmung liefert.

Mit der Umsetzung satellitengestützter Anflüge mit vertikaler Flugführungskomponente wurde auch eine neue Fehlercharakteristik des Flugführungssignals eingeführt. Ist ein möglicher Fehler beim auf elektromagnetischen Funkwellen basierenden ILS

winkelförmig – d. h. je näher sich das LFZ dem Sender nähert, umso kleiner wird die absolute Ablage – ist er bei augmentierten Satellitensignalen oder dem barometrischen Höhenmesser konstant über den gesamten Endanflug.

Die bisherigen Anforderungen an PA CAT I/II/III basieren u. a. auf der Tatsache, dass die Flugführung in Richtung der Landebahnschwelle immer genauer wird. Auch das direkte Überwachen des Systems mithilfe entsprechender Monitorantennen vor den jeweiligen Sendeantennen ist nicht mehr möglich, wodurch es zu großen Fehlern in der Flugführung kommen kann, die vom Luftfahrzeugführer mithilfe seiner Anzeigen nicht erkannt werden können.

Den bisherigen betrieblichen Verfahren folgend, muss der Luftfahrzeugführer spätestens bei Erreichen der jeweiligen Entscheidungshöhe visuelle Referenz zu entsprechenden Bodenmerkmalen haben. Mithilfe dieser kann er mögliche Fehler der Flugführung erkennen und im Zweifel den Fehlanflug einleiten. Basierend auf der Fehlercharakteristik des ILS ist diese Vorgehensweise ausreichend und hat sich seit Jahren im täglichen Flugbetrieb bewährt.

Durch die neue Fehlercharakteristik eines großen konstanten vertikalen Fehlers, der bis zur Entscheidungshöhe bestehen bleibt, ergeben sich neue Anforderungen an den Entscheidungsprozess des Luftfahrzeugführers bei Erreichen des Minimums. Im Falle eines solchen Fehlers kann der Luftfahrzeugführer nur im nun folgenden *Visual Segment* mithilfe entsprechender visueller Merkmale die Relativposition zur SLB abschätzen, um einen möglichen Fehler zu erkennen.

Nach ICAO sind die bisherigen visuellen Merkmale ausreichend, um auch Fehler bis zu +/- 35 m zu erkennen [103][134]. Diverse Versuchsreihen haben jedoch das Gegenteil ergeben (vgl. Abschnitt 3.4). Gerade bei kritischen Wetterbedingungen nahe der zugelassenen Minima bestehen erhebliche Schwierigkeiten seitens der Luftfahrzeugführer, mithilfe der bisherigen visuellen Merkmale des ALS und der SLB-Befeuerung entsprechende Fehler rechtzeitig zu erkennen. Oft führte das zu späte Einleiten des Fehlanflugs zu einem Verlassen der OFZ.

Das in dieser Arbeit vorgestellte Systemkonzept AALS stellt eine zusätzliche visuelle Hilfe dar. Es basiert auf blickwinkelabhängigen Lampensystemen, ähnlich dem bestehenden VASI oder PAPI. Damit ist es bordunabhängig und nicht beeinflusst von Fehlern der zum Anflug verwendeten Technologie zur Flugführung. Die Lampen sind jedoch so positioniert, dass sie bei Erreichen der Entscheidungshöhe auch bei Sichtbedingungen an der Grenze der akzeptierten Minima für den Luftfahrzeugführer zu sehen.

Mithilfe zweier unabhängiger Versuchsreihen sollte das AALS bezüglich der Funktionalität und operativen Einsetzbarkeit validiert werden. Dazu wurde es in eine hochwertige Simulationsumgebung eingebunden und von ausgebildeten Verkehrspiloten getestet. Die Versuche waren dabei so hinsichtlich Stichprobengröße und Anzahl an unabhängigen und abhängigen Variablen gestaltet, dass sie den Voraussetzungen einer statistischen Untersuchung mit Signifikanztest entsprechen.

Die Ergebnisse der beiden Versuchsreihen zeigten eine erhebliche Verbesserung hinsichtlich der Entscheidungsfindung bei Erreichen der Entscheidungshöhe. Durch die einfache Gestaltung der Anzeige des Systems (rot/weiß) konnten die Probanden eindeutig und unmittelbar eine Entscheidung treffen. Gerade bei niedriger Höhe und wenig verbleibender Flugzeit am jeweiligen Minimum ist dies von entscheidendem Vorteil. Die Probanden ohne AALS konnten mithilfe der bestehenden visuellen Merkmale nur zögerlich eine Entscheidung treffen. Oftmals wurde der Anflug zuerst fortgesetzt, bis er dann auf Grund der sichtbar werdenden, zu weit entfernten Landebahnschwelle abgebrochen wurde.

Somit konnte das AALS erheblich das Situationsbewusstsein der Luftfahrzeugführer für das Treffen der Entscheidung zum Fortsetzen des Anflugs bei Erreichen der Entscheidungshöhe verbessern. Durch die einfache Integration in die bestehenden Handlungsroutinen der Verkehrspiloten konnte es ohne aufwendiges Training sofort nahezu fehlerfrei angewendet werden.

8.2 Ausblick

Das hier vorgestellte AALS befindet sich aktuell noch in einem Entwicklungsstadion. Mithilfe entsprechender Werkzeuge der Simulationssoftware konnte es in das Sichtsystem eines *Fix-Based-Simulators* integriert werden. Die Möglichkeiten hierbei waren jedoch hinsichtlich Gestaltung der einzelnen Lampensysteme begrenzt. Diese waren auf Grund ihrer Bauart innerhalb der Simulation über den gesamten Winkelbereich sichtbar. Falls sich ein LFZ trotz roter Anzeige der Lampen über die Entscheidungshöhe weiter bewegt, erscheinen die Lampen bis zum Überflug wieder weiß. Im realen Flugbetrieb könnte dies mithilfe entsprechender Filtersysteme und Abdeckungen bestimmter Winkelbereiche verhindert werden.

Auch die Anzahl und genaue Anordnung der einzelnen Lampen sollte noch weiter evaluiert werden. Je mehr Lampen zur Verfügung stehen würden, desto sicherer kann ein Luftfahrzeugführer diese eindeutig beim Passieren der Entscheidungshöhe

identifizieren. Denkbar wäre auch eine Integration in das bestehende ALS. An einigen Flughäfen ist es auf Grund der Lage des Flughafens oder bestehender Infrastruktur an Rollwegen nicht möglich, ein weiteres Lampensystem neben dem ALS zu positionieren. Ein Beispiel ist der Flughafen Osaka, der sich auf einer künstlichen Insel befindet. Das ALS ist hier auf entsprechenden Stelzen im Meer positioniert. Außerdem müsste der Luftfahrzeugführer so seine visuelle Aufmerksamkeit nur in die Mitte seines Blickfeldes richten.

Darüber hinaus muss die Harmonisierung für verschiedene Luftfahrzeugtypen weiter untersucht werden. Unterschiedliche Distanzen zwischen *Pilot-Eye-Position* und vertikalem Sollanflugweg aufgrund verschiedener Cockpitkonfigurationen können Auswirkungen auf die Entscheidung zum Abbruch des Anflugs haben. Hervorzuheben ist hier jedoch bisher nur die Boeing 747 aufgrund der hohen Position des Cockpits. Alle weiteren gängigen Luftfahrzeugtypen weisen hier nur Unterschiede von maximal einigen Metern auf. Aktuelle Konzepte zukünftiger Luftfahrzeugtypen beinhalten jedoch bisher kein Cockpit ähnlich einer Boeing 747.

Abschließend ist zu sagen, dass das Konzept AALS prinzipiell eine einfache und kostengünstige Erweiterung der bestehenden Befeuerungssysteme bietet. Dabei kann es ohne großen technischen Aufwand erheblich zur Verbesserung des Situationsbewusstseins des Luftfahrzeugführers beim Erreichen der Entscheidungshöhe beitragen. Große vertikale Fehler können problemlos identifiziert und entsprechende Gegenmaßnahmen umgehend eingeleitet werden. Damit würde es auch der seitens ICAO genannten Forderung zur Entschärfung vertikaler Fehler im Visual Segment entsprechen, wenn ein VAL von größer als +/-10 m für einen PA CAT I-Anflug zugelassen werden sollte.

Quellenverzeichnis

[1] Aerodata: “Experiences in Flight Inspecting GBAS”, ICAO Seminar, Sao Jose dos Campos/Brasilien, November 2011

[2] Airbus: “Airbus A330/A340 Flight Crew Training Manual”

[3] Airbus: “Aircraft Data for Visual Aids Calibration”, 2014

[4] Airbus: “Altimeter Setting Flight – Use of Radio Altimeter”, Flight Operation Briefing Notes – Supplementary Techniques

[5] Airbus: “Flight Crew Operating Manual A320”

[6] Airbus: “Flight Crew Operating Manual A330”

[7] Airbus: “Flight Crew Training Manual A310”

[8] Airbus: “Flight Crew Training Manual A320”

[9] Airbus: “Flight Crew Training Manual Airbus A380”

[10] Airbus: “Flying Stabilized Approaches”, Flight Operation Briefing Notes – Approach Techniques

[11] Airbus: “From Non-Precision to Precision-like Approaches”, Flight Operations Briefing Notes, Oktober 2007

[12] Airbus: “Getting to Grips with CAT II/III Operations”, Flight Operations Support & Line Assistance, 2001

[13] Airbus: “Getting to Grips with RNP AR”, Flight Operations Support & Line Assistance, 2009

[14] ARINC: “706-4 Mark 5 Subsonic Air Data System”, 1988

[15] Ashton, Ken: “LPV Implementation”, National Air Traffic Services NATS, Stockholm, Oktober 2012

[16] Astronics Cooperation: “Airfield Lighting Systems & NavAids”, Product Katalog

[17] Bachmann, P.: „GPS für Piloten“, Band 8, Privatpiloten Bibliothek, 1997

[18] Behrend, F.; Lehmann, O.; De Smedt, D.; Grand-Perret, S.: „CAT II/ OTS CAT II Operations using excisting CAT I Ground Based Augmentation System”, Digital Avionic System Conference, Seattle/USA 2012

[19] Behrend, Ferdinand: “Versuchsdokumentation zu An- und Abflugprozeduren mit RNP AR und GBAS”, HETEREX, Juli 2012

[20] Berth, Christian: „Erstellung eines Umbaukonzeptes für die Erneuerung eines DC9 Instrumentenflugtrainers“, Studienarbeit TU-Berlin, 2003

[21] Beyer, Michael: “Analyse der CAE Visual Schnittstelle des Airbus A330-200 Full Flight Simulators”, Studienarbeit, TU-Berlin, 2014

[22] Biezad, D. J.: “Integrated Navigation and Guidance Systems”, AIAA Education, Virginia/USA, 1999

[23] Blasi, Reinhard: “EGNOS History, Status and Plans”, European GNSS Agency, GSA, March 2015

[24] Boeing: “Airport Compability to ICAO-ADM Part 4”, 2014

[25] Boeing: “Flight Crew Training Manual B737 NG 600/700/800/900/900ER”

[26] Boeing: “Flight Crew Training Manual B747-400”

[27] Boeing: “Long Term Market – Traffic and Market Outlook”, 2015

[28] Boeing: “Statistical summary of commercial jet airplane accidents – 2014”, Seattle, 2015

[29] Boeing: „Flight Crew Training Manual B777“

[30] Bortz, J.; Döring, N.: „Forschungsmethoden und Evaluation“, Springer Verlag, 4. Auflage, 2006

[31] Bortz, J.; Schuster, C.: „Statistik für Human und Sozialwissenschaftler“, Springer Verlag, 7. Auflage, 2010

[32] Bredemeyer, J.; Kleinmann, T.; Kraemer, H.: „ILS-Interference Measurements and Dynamic Receiver Behaviour“, 14th International Flight Inspection Symposium, Toulouse/Frankreich, 2006

[33] Büdenbender, Bernd: “Instrumentenlandesysteme”, Deutsche Flugsicherung GmbH

[34] Bundesministerium für Verkehr und digitale Infrastruktur: http://www.forschungsinformationssystem.de/servlet/is/124241/ (letzter Zugriff 13. Februar 2016)

[35] CAE Oxford Aviation Academy: “ATPL Ground Training Series – Book 12, Operational Procedures”, EASA, 2014

[36] CAE Oxford Aviation Academy: “ATPL Ground Training Series – Book 8, Human Performance and Limitations”, EASA, 2014

[37] CAE Oxford Aviation Academy: “ATPL Ground Training Series – Book 5, Instrumentation”, EASA, 2014

[38] CAE Oxford Aviation Academy: “ATPL Ground Training Series – Book 11, Radio Navigation”, EASA, 2014

[39] Canadair: “Airport Planning Manual Canadair Regional Jet”

[40] Cleff, Thomas: „Deskriptive Statistik und moderne Datenanalyse“, Gabler Verlag, 2008

[41] Dalton, Sarah: “Alaska Airlines PBN Experience”, DASC, Seattle Oktober 2011

[42] De Smedt, D.; Robert, E.; Behrend, F.: „Simulations investigating combined Effect of Lateral and Vertical Navigation Errors on PBN to xLS Transition”, Digital Avionic System Conference, Prag 2015

[43] De Smedt, David: “GBAS CAT I Precision Approach Pilot-in-the-Loop Simulation Report”, EUROCONTROL, September 2011

[44] Deutsche Flugsicherung GmbH: “Luftfahrthandbuch Deutschland, GEN 1.5”, Januar 2007

[45] Deutsche Flugsicherung GmbH: „Betriebsanweisung für Flugverkehrsdienste BA-FVD“, 2012

[46] Deutsche Flugsicherung GmbH: „Mobilitätsbericht 2014“

[47] Deutsche Flugsicherung GmbH: „Nfl I 201/93 – Richtlinien für die Gleitwegbefeuerung auf Flughäfen“, 1993

[48] Deutsche Flugsicherung GmbH: „NfL I 95/03 – Gemeinsame Grundsätze des Bundes und der Länder über die Markierung und die Befeuerung von Flugplätzen mit Instrumentenflugverkehr“, 2003

[49] Deutsche Gesellschaft für Ortung und Navigation e.V.: „International Symposium on Precision Approach and Automatic Landing“, ISPA Braunschweig, 2000

[50] Dunkel, Winfried: “GBAS Ionosphere Threat Model Validation in Germany”, Navigation Systems Panel Working Group Meeting GBAS CAT II/III Subgroup, ICAO, Montreal/Canada, 2009

[51] Edwards, G.; Harris, J.: “Analysis of Visual Stimulus in Aircraft Approach to Landing Operations”, NASA-Ames Research Center, März 1974

[52] Entzinger, Jorg Onno: “Analysis of Visual Cues for Human Pilot Control in the Final Approach and Landing”, Ph.D. Thesis, University of Tokyo, 2010

[53] Entzinger, Jorg Ono: “Modeling of the Visual Approach to Landing using Neural Networks and Fuzzy Supervisory Control”, 26th Congress of the Aeronautical Science, 2008

[54] EUROCONTROL: “Performance Based Navigation Training Modules”, 2013

[55] EUROCONTROL: “Report on the EUROCONTROL XLS Business Case Studies”, Februar 2005

[56] European Aviation Safety Agency: “Acceptable Means of Compliance and Guidance to Part-CAT”, Oktober 2012

[57] European Aviation Safety Agency: “AMC 20-27 – Airworthiness Approval and Operational Criteria for RNP Approach (RNP APCH) Operations including APV BAROVNAV Operations”, Dezember 2009

[58] European Aviation Safety Agency: “AMC 20-28 – Airworthiness Approval and Operational Criteria related to Area Navigation for Global Navigation Satellite System Approach Operation to Localizer Performance with Vertical Guidance Minima using Satellite Based Augmentation System”, September 2012

[59] European Aviation Safety Agency: “Certification Specification for Aeroplane Flight Simulation Training Devices – CS FSTD”, 2012

[60] European Aviation Safety Agency: “Part FCL – Flight Crew Licensing”, Dezember 2011

[61] European Comission: “Comission Regulation No 859/2008 (EU-OPS 1)”, August 2008

[62] European Comission: “Comission Regulation No 965/2012”, Oktober 2012

[63] European Global Navigation Satellite Systems Agency GSA: “Egnos LPV-200 enables safer Aircraft Landings”, Press release, September 2015

[64] Federal Aviation Administration: “AC 90-101A, Approval Guidance for RNP Procedures with AR”, 2011

[65] Federal Aviation Administration: “Aeronautical Information Manual”, 2014

[66] Federal Aviation Administration: “Airplane Flying Handbook”, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, Flight Standard Services, 2004

[67] Federal Aviation Administration: “Investigation of the Impact of Undetected Global Navigation Satellite System (GNSS) Navigation Glidepath Bias in the Boeing B737 and Airbus A330 Final Report”, 2013

[68] Federal Aviation Administration: “Technical Standard Order TSO-C106 – Air Data Computer”, 1988

[69] Federal Aviation Administration: „Status of the Federal Aviation Administration’s Microwave Landing System”, Oktober 1978

[70] Federal Aviation Administration: http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/laas/, (letzter Zugriff 16. Februar 2016)

[71] Federal Aviation Administration: http://www.nstb.tc.faa.gov/RT_VerticalProtectionLevel.htm (letzter Zugriff 17. Februar 2016]

[72] Field, Andy: “Discovering Statistics using SPSS”, Sage Publications, 4. Auflage, 2013

[73] Flight Global: https://www.flightglobal.com/news/articles/737-800-makes-australias-first-gbas-landing-211180/ (letzter Zugriff 22. Februar 2016)

[74] Flight Safety Digest: “Boeing 757 CFIT Accident at Cali, Columbia, Becomes Focus of Lessons Learned”, Flight Safety Foundation, 1998

[75] Gibb, R.; Gray, R.; Scharff, L.: “Aviation Visual Perception”, Ashgate studies in human factors for flight operations, Ashgate Publishing Limited, 2010

[76] Gibson, J.; Olum, P; Rosenblatt, F.: “Parallax and perspective during aircrafts landings”, The American Journal of Psychology, Vol. 68, 1955

[77] Haines, R.; Fischer, E.; Price, T.: „Head-Up Transition Behavior of Pilots With and Without Head-Up Display in Simulated Low-Visibility Approaches“, NASA Technical Paper 1720, Dezember 1980

[78] Hecker, P.; Schachtebeck, P.; Feuerle, T.; Bestmann, U.: “Preparation for GBAS at Braunschweig Research Airport – First Flight Test Results”, Institut für Flugführung, Technische Universität Braunschweig, 2006

[79] Hernando, C.; Marquez, A.; Pintor, P.; Roldan, R.; Alvarez, J.M.; Lorenzo, J.M.: “SBAS CAT-I Capability in Europe: The LPV-200 Service”, European Satellite Services Provider Spain, ION GNSS+ 2015

[80] Hofmann-Wellendorf, Lichtenegger, Wasle: „GNSS Global Navigation Satellite Systems – GPS, GLONASS, Galileo and more“, Wien, 2007

[81] Honeywell: “SmartPath Precision Landing System SLS-4000”, September 2015

[82] http://egnos-portal.gsa.europa.eu/ (letzter Zugriff 6. Januar 2016)

[83] http://egnos-portal.gsa.europa.eu/discover-egnos/about-egnos (letzter Zugriff 22. Januar 2016)

[84] http://en.beidou.gov.cn/index.html (letzter Zugriff 16. Januar 2016)

[85] http://glonass-iac.ru/en/ (Letzter Zugriff 15. Januar 2016)

[86] http://www.airbus.com/innovation/future-by-airbus/the-concept-plane/ (letzter Zugriff 1. April 2016)

[87] http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/laas/ (letzter Zugriff 21. Januar 2016)

[88] http://www.ff.tu-berlin.de/menue/technische_einrichtungen/aares_simulator/ (letzter Zugriff 21 März 2016)

[89] http://www.gps.gov/ (letzter Zugriff 6. Januar 2016)

[90] http://www.gsa.europa.eu/ (letzter Zugriff 16. Januar 2016)

[91] http://www.inmarsat.com/ (letzter Zugriff: 19. Januar 2016)

[92] http://www.prepar3d.com/ (letzter Zugriff 2. April 2016)

[93] http://www.sesarju.eu/ (letzter Zugriff 1. April 2016)

[94] http://www-01.ibm.com/software/de/analytics/spss/ (letzter Zugriff 25. März 2016)

[95] https://www.cfmu.eurocontrol.int/RAD/common/airac_dates.html (letzter Zugriff 7. Januar 2016)

[96] https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gbng/ils/ (letzter Zugriff 7. Januar 2016)

[97] https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/waas/ (letzter Zugriff 24. Januar 2016)

[98] https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/approaches/, (letzter Zugriff 04.03.2016)

[99] https://www.faa.gov/nextgen/ (letzter Zugriff 1. April 2016)

[100] ICAO, Airbus, DGAC: “Performance Based Navigation Workshop Tanzania – RNP APCH Presentation”, 2008

[101] ICAO, South American Regional Office: “Results of Ionosphere Impact on GBAS operations in Brazil”, 15th Workshop of the SAM Implementation Group, Lima/Peru, 2015

[102] ICAO: “Advisory Circular – APV/baro-VNAV”, PBN TF, 2013

[103] ICAO: “Annex 10 – Aeronautical Telecommunications, Volume I: Radio Navigation Aids”, Sixth Edition, 2006

[104] ICAO: “Annex 11 – Air Traffic Services”, Thirteenth Edition Juli 2001

[105] ICAO: “Annex 14 – Aerodromes, Volume 1: Aerodrome Design and Operations”, Sixth Edition, Juli 2013

[106] ICAO: “Doc 4444 – Procedures for Air Navigation Services, Air Traffic Management”, 15th Edition, 2007

[107] ICAO: “Doc 7488/3 – Manual of the Standard Atmosphere”, Third Edition, 1993

[108] ICAO: “Doc 8168 – Procedures for Air Navigation Services, Volume 1 Flight Procedures”, Fifth edition 2006

[109] ICAO: “Doc 8168 – Procedures for Air Navigation Services, Volume 2 Construction of Visual and Instrument Flight Procedures”, Fifth edition 2006

[110] ICAO: “Doc 9157 – Aerodrome Design Manual, Part 3 “Visual Aids”, 2004

[111] ICAO: “Doc 9613 – Performance Based Navigation Manual”, Third Edition 2008

[112] ICAO: “Doc 9905 – Required Navigation Performance Authorization Required Procedure Design Manual”, 2009

[113] ICAO: “ECAC Navigation Roadmap”, 12th Air Navigation Conference, Montreal/Canada November 2012

[114] ICAO: “Guide for Ground Based Augmentation System Implementation”, 2013

[115] IEEE Xplore: “Implementation and Operational Use of Ground Based Augmentation System – A component of the Future Air Traffic Management System”, Proceedings of the IEEE, Dezember 2008

[116] Kayton, Myron, Fried, Walter: “Avionics Navigation Systems”, New York/USA, 1997

[117] Lipp, A.; Quiles, A.; Reche, M.; Dunkel, W.; Grand-Perret, Sylvie: „Initial GBAS Experiences in Europe“, ION GNSS Meeting September 2005

[118] Lipp, Andreas: “Ground Based Augmentation System Introduction”, GBAS Implementation Workshop, ICAO EUR/NAT Paris, März 2010

[119] Loivet, J.; Alcouffe, G.: “Differential GPS for Future P-RNAV Airborne Equipment under EUROCONTROL Regulations”, ION GPS 1993, Salt Lake City

[120] Luftfahrtbundesamt: „NFL I 1/99 – Richtlinien für den Allwetterflugbetrieb“, Braunschweig, 1999

[121] LVNL: “Aeronautical Information Publication Netherlands, Part Gen 1.5.1”, Januar 2015

[122] Mayer, C.; Belabbas, B.; Jakowski, N.; Meurer, M.; Dunkel, W.: „Ionosphere Threat Space Model Assessment for GBAS“, ION GNSS, Savannah/USA, 2009

[123] McLean, D: “Automatic Flight Control Systems”, London, 1990

[124] Mensen, Heinrich: „Betrieb und Technik von Verkehrsflugzeugen”, Springer Verlag Berlin, 2012

[125] Mensen, Heinrich: „Moderne Flugsicherung – Organisation, Verfahren“, 4. Auflage 2014

[126] Office of Aeronautical Satellite System, Japan Civil Aviation Bureau: “Overview of MSAS”, ICG 3, 2008

[127] Richardson, H. A.; Simmering, M. J.; Sturman, M. C.: “A Tale of Three Perspectives: Examining Post Hoc Statistical Techniques for Detection and Correction of Common Method Variance”, School of Hotel Administration, 2009

[128] Rustenburg, J.; Tipps, D.; Skinn, D.: “A comparison of landing parameters from manual and automatic landings of airbus a-320 aircraft”, Technical Report, FAA, November 2001

[129] Schubert, E.: ”Interactive Documentation of the Scientific Research Facility”, Zentrum für Flugsimulation Berlin GmbH, 2001

[130] Schulte, A.; Onken, R.: “Empirical modelling of Pilot`s Behavior at Low Altitudes”, Man-Machine System Conference, Oxford, 1995

[131] Schulz, Holger: „Entwicklung von Verfahrensschutzraum für Satellitengestützte Anflugverfahren“, Dissertation, Berlin 2004

[132] Seo, Jiwon: “Overcoming Ionospheric Scintillations for worldwide GPS Navigation”, Dissertation, Stanford University, 2010

[133] SESAR: „From Innovation to Solution – GBAS Concept and Technology”, SESAR World ATM, Madrid 2015

[134] Shively, C.; Niles, R.: „Safety Concepts for Mitigation of Ionospheric Anomaly Errors in GBAS“, The MITRE Corporation, ION MTM, San Diego/USA, 2008

[135] Skone, S.; Coster, A.: “Studies of storm-enhanced density impact using IFS reference station data”, Springer Verlag, 2008

[136] Toutenburg, H.; Heumann, C.: „Deskriptive Statistik – Eine Einführung in Methoden und Anwendung mit SPSS“, Springer Verlag, 6. Auflage, 2008

[137] Transport Canada: „Advisory Circular 302-009 – Precision Approach Path Indicator Harmonization with Instrument Landing System“, Oktober 2010

[138] Van Dyke, Karen: “Use of Standalone GPS for Approach with Vertical Guidance”, National Technical Meeting of the Institute of Navigation, 2001 Long Beach/California

[139] Van West, Jeff: „Approach Light Secrets“, April 2014, http://www.avweb.com/news/features/Approach-Light-Secrets-221926-1.html (letzter Zugriff 20. März 2016)

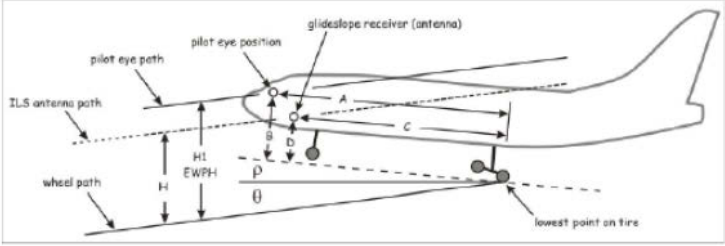
[140] Wien, Kent: „Plane Answers: When do pilots use the Autopilo ?t” http://gadling.com/2008/05/02/plane-answers-when-do-pilots-use-the-autopilot/ (letzter Zugriff 09.03.2016)

Anhang 1

AIRBUS

AIRBUS AIRCRAFT DATA FOR VISUAL AIDS CALIBRATION
Technical Memorandum

ORIGIN ELIA
REFERENCE ME1146267
ISSUE 2.0
DATE 1 Apr 2014



H is the ILS-beam-to-wheel-path height; EWPH or H1 is the eye-path-to-wheel-path height.
H4 is the Pilot's eye above wheels height.

The values H, H1 and H4 are calculated from the following formulas:

$$H = D.\cos\rho + C.\sin\rho + [\ C.\cos\rho - D.\sin\rho\ ] * \tan\theta$$
$$H1 = B.\cos\rho + A.\sin\rho + [\ A.\cos\rho - B.\sin\rho\ ] * \tan\theta$$
$$H4 = B.\cos\rho + A.\sin\rho$$

Normal landing configuration is considered for calculations:

- Standard glidepath angle θ of 3 degrees
- Maximum landing weight
- V_{REF} + 5kts
- Configuration Full
- CG 30%

Aircraft	H		H1		H4	
	(m)	(ft)	(m)	(ft)	(m)	(ft)
A318-100	4.67	15.3	6.52	21.4	5.86	19.2
A319-100	4.78	15.7	6.63	21.8	5.93	19.5
A320-200	5.00	16.4	6.84	22.5	6.06	19.9
A321-200	4.99	16.4	6.88	22.6	5.87	19.2
A300B4-200	6.39	21.0	9.18	30.1	8.00	26.3
A300-600R	6.51	21.3	9.29	30.5	8.12	26.6
A310-300	6.77	22.2	9.54	31.3	8.57	28.1
A330-200	7.85	25.8	10.63	34.9	9.22	30.3
A330-300	8.17	26.8	10.94	35.9	9.37	30.7
A340-200	7.95	26.1	10.73	35.2	9.26	30.4
A340-300	8.15	26.7	10.92	35.8	9.35	30.7
A340-500	6.29	20.6	10.93	35.9	9.24	30.3
A340-600	7.00	23.0	11.66	38.2	9.69	31.8
A380-800	5.95	19.5	11.19	36.7	9.52	31.2

BOEING

Attachment 2

Table A6-2. Vertical distances between critical points on aircraft at minimum pitch attitude (VREF+5) (ILS)

	2.5 degree glide slope						3.0 degree glide slope					
Aircraft Model	FD Pitch (deg) Flap Setting	Eye path to ILS beam (feet) H2	ILS beam to wheel path (feet) H	Eye path to wheel path (feet) H1	ILS antenna above wheels (feet) H3	Pilots Eye above wheels (feet) H4	FD Pitch (degree)	Eye path to ILS beam (feet) H2	ILS beam to wheel path (feet) H	Eye path to wheel path (feet) H1	ILS antenna above wheels (feet) H3	Pilots Eye above wheels (feet) H4
B737-900 w/Winglets	1.0 40	1.1	15.5	16.6	12.6	13.9	0.5	1.1	15.5	16.6	12.0	13.4
B747-400 B747-400ER B747-400ERF	2.5 30	20.9	19.4	40.3	15.3	36.1	2.0	20.9	19.4	40.3	14.5	35.2
747-8I	2.6 30	20.9	20.9	41.8	16.2	36.9	2.1	20.9	20.9	41.8	15.3	36.0
747-8F	2.8 30	20.9	21.3	42.2	16.6	37.3	2.3	20.9	21.3	42.2	15.6	36.4
B757-200	2.5 30	6.4	18.0	24.4	14.6	21.2	2.0	6.4	18.0	24.4	14.0	20.6
B757-300	2.2 30	6.4	18.7	25.1	14.7	21.3	1.7	6.4	18.7	25.1	14.0	20.6
B767-200 B767-200ER	2.8 30	6.9	20.4	27.3	17.2	24.3	2.3	6.9	20.4	27.3	16.6	23.7
B767-300 B767-300ER	2.7 30	6.9	21.2	28.1	17.5	24.6	2.2	6.9	21.2	28.1	16.8	23.9
B767-400	2.5 30	6.9	23.2	30.1	19.1	26.2	2.0	6.9	23.3	30.2	18.3	25.4
B777-200 B777-200ER	2 30	12.7	20.1	32.9	16.0	28.5	1.6	12.8	20.3	33.1	15.4	27.8
B777-200LR	1.3 30	12.6	17.8	30.4	13.7	26.0	0.9	12.7	18.0	30.6	13.0	25.3

	2.5 degree glide slope						3.0 degree glide slope					
Aircraft Model	FD Pitch (deg) Flap Setting	Eye path to ILS beam (feet) H2	ILS beam to wheel path (feet) H	Eye path to wheel path (feet) H1	ILS antenna above wheels (feet) H3	Pilots Eye above wheels (feet) H4	FD Pitch (degree)	Eye path to ILS beam (feet) H2	ILS beam to wheel path (feet) H	Eye path to wheel path (feet) H1	ILS antenna above wheels (feet) H3	Pilots Eye above wheels (feet) H4
B717-200	1.8 40	6.2	11.3	17.5	8.5	15.1	1.3	6.2	11.3	17.5	8.0	14.6
B737-300	2.1 40	1.0	15.2	16.2	13.0	14.3	1.6	1.0	15.2	16.2	12.6	13.9
B737-400	2.0 40	1.0	15.6	16.6	13.1	14.4	1.5	1.0	15.6	16.6	12.6	13.9
B737-500	2.3 40	1.0	15.0	16.0	13.0	14.2	1.8	1.0	15.0	16.0	12.6	13.9
B737-600 B737-600IGW	2.5 40	1.0	15.5	16.5	13.5	14.7	2.0	1.0	15.5	16.5	13.1	14.3
B737-600 w/Winglets	2.2 40	1.0	15.2	16.3	13.2	14.4	1.7	1.0	15.2	16.3	12.8	14.1
B737-700	2.5 40	1.0	15.8	16.9	13.7	14.9	2.0	1.0	15.9	16.9	13.2	14.4
B737-700 w/Winglets	2.1 40	1.0	15.5	16.5	13.3	14.5	1.6	1.0	15.5	16.5	12.9	14.1
B737-800	1.8 40	1.1	16.0	17.1	13.4	14.6	1.3	1.1	16.0	17.1	12.8	14.1
B737-800 w/Winglets	1.4 40	1.1	15.6	16.7	12.9	14.2	0.9	1.1	15.6	16.7	12.4	13.7
B737-900	1.3 40	1.1	15.8	16.9	12.9	14.2	0.8	1.1	15.8	16.9	12.4	13.7

Anhang 2

Position der Lampen und Ausrichtung bei Versuchsreihe CAT I

Entscheidungshöhe 200 ft AGL

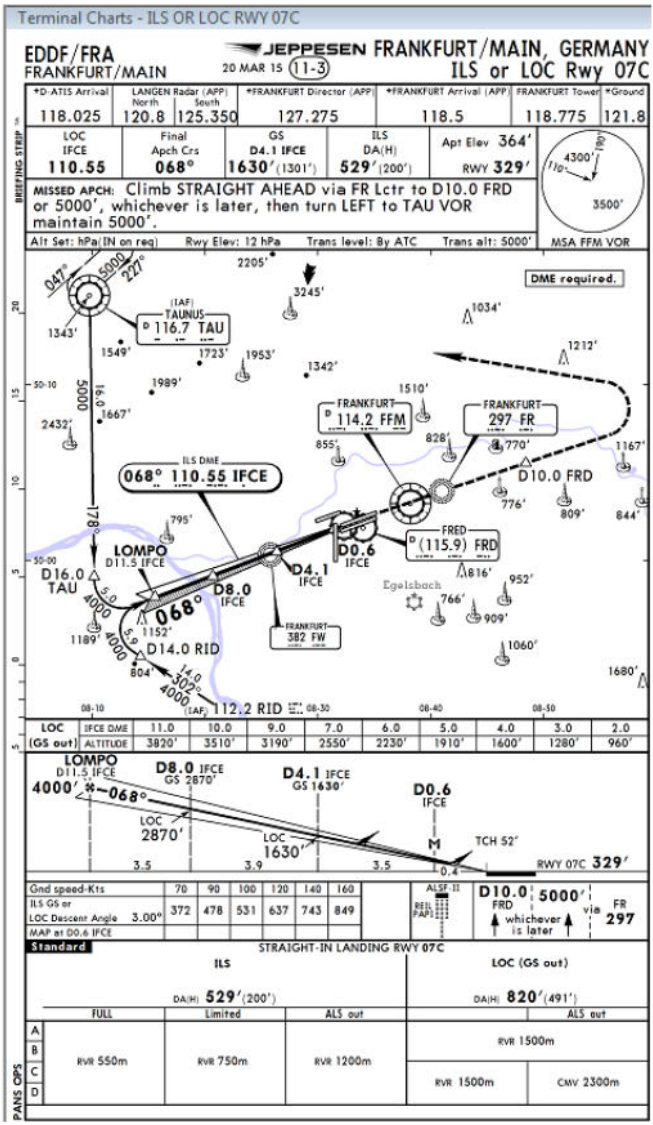
	Latitude	Longitude	Entfernung zur GS-Antenne [m]	Winkel [deg]
Lampe 1	N50° 01' 53.361"	E8° 31' 41.196"	750	4,9
Lampe 2	N50° 01' 52.204"	E8° 31' 36.504"	850	5,7
Lampe 3	N50° 01' 51.047"	E8° 31' 31.812"	950	6,8
Lampe 4	N50° 01' 49.89"	E8° 31' 27.119"	1050	8,5
Lampe 5	N50° 01' 48.733"	E8° 31' 22.427"	1150	11,2
Lampe 6	N50° 01' 53.361"	E8° 31' 41.196"	750	4,9

Position der Lampen und Ausrichtung bei Versuchsreihe CAT II

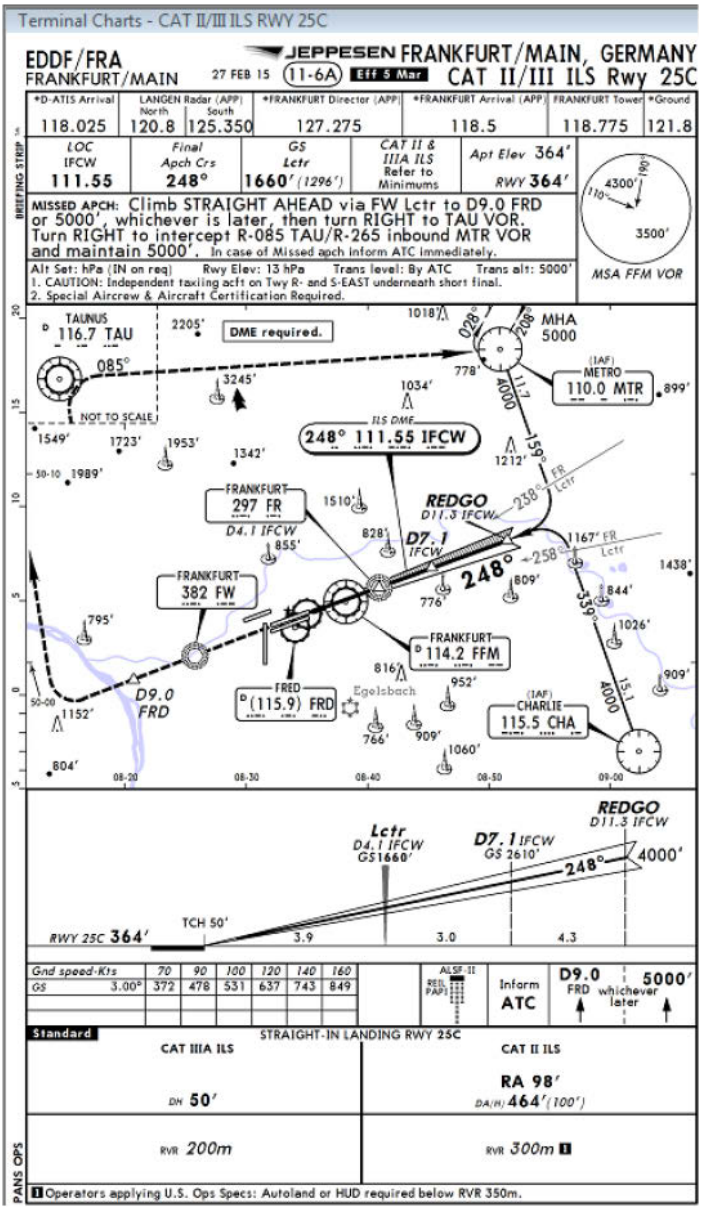
Entscheidungshöhe 100 ft AGL

	Latitude	Longitude	Entfernung zur GS-Antenne [m]	Winkel [deg]
Lampe 1	N50° 2' 40.35"	E8° 35' 14.585"	350	2,4
Lampe 2	N50° 2' 41.507"	E8° 35' 19.279"	450	4,2
Lampe 3	N50° 2' 42.663"	E8° 35' 23.973"	550	5,5
Lampe 4	N50° 2' 43.82"	E8° 35' 28.667"	650	8
Lampe 5	N50° 2' 44.977"	E8° 35' 33.361"	750	14,5
Lampe 6	N50° 2' 46.133"	E8° 35' 38.055"	850	59,7

Anhang 3



Anflugkarten Versuchsreihe AALS – Versuchsreihe CAT I



Anflugkarten Versuchsreihe AALS – Versuchsreihe CAT II

Anhang 4

Fragebogen während des Versuchs

1. Der Anflug endete in:
   - ☐ Landung
   - ☐ Go-Around
2. Im Fall der Landung, ist das Luftfahrzeug in der vorgesehenen Landezone aufgekommen?
   - ☐ Ja
   - ☐ Nein
3. Der Anflug wirkte
   - ☐ normal
   - ☐ abnormal
4. Falls der Anflug nicht normal aussah, erklären Sie bitte warum:

5. Falls ein Go-Around durchgeführt wurde:
   - Wie beurteilen Sie Ihre Entscheidung zum Go-Around?

Ist mir nicht leicht gefallen									Ist mir leicht gefallen
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐

   - Wie beurteilen Sie den Zeitpunkt des Go-Arounds?

Zu spät									Optimal
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐

6. Auf Grund welcher Elemente haben Sie die Entscheidung zum Go-Around getroffen?
   - ☐ Visuelle Anzeigen
   - ☐ Instrumente
   - ☐ Beides

Fragebogen nach dem Versuch mit AALS

1. Durch die zusätzliche, visuelle Unterstützung konnte ich den Go-Around rechtzeitig einleiten.

Stimme nicht zu									Stimme zu
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐

2. Das Lampensystem konnte ich beim Erreichen der DA/DH gut erkennen

Stimme nicht zu									Stimme zu
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐

3. Das Lampensystem hat mich im Endanflug verwirrt.

Stimme nicht zu									Stimme zu
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐

4. Das Lampensystem hat mich beim Treffen der Entscheidung (Landung/Go-Around) gut unterstützt?

Stimme nicht zu									Stimme zu
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐

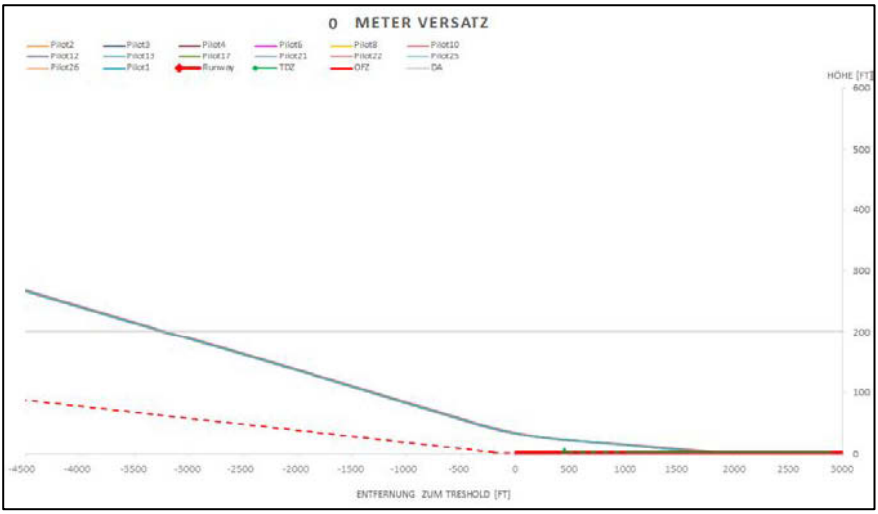
5. Könnten Sie sich ein solches Lampensystem im normalen Flugbetrieb vorstellen?

Stimme nicht zu									Stimme zu
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐	☐

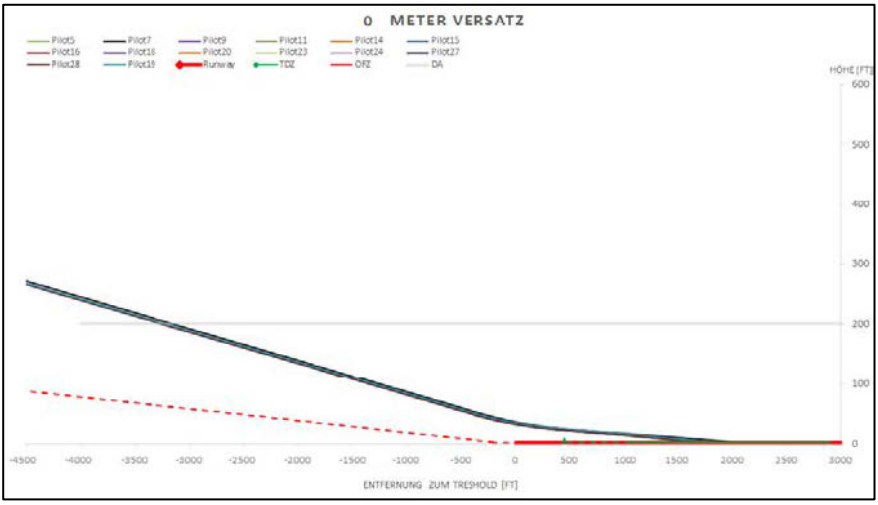
Anhang 5

Vertikalprofile der Versuchsreihe CAT I

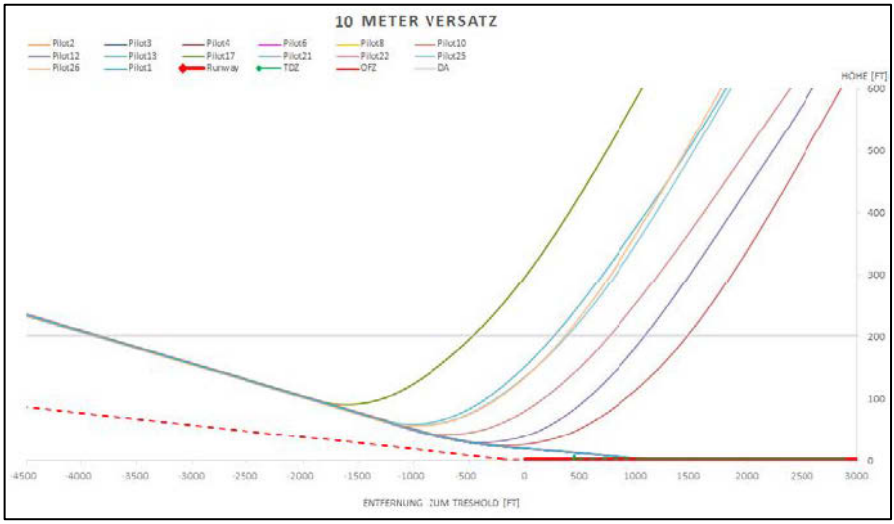
ohne AALS / vertikaler Fehler 0 Meter



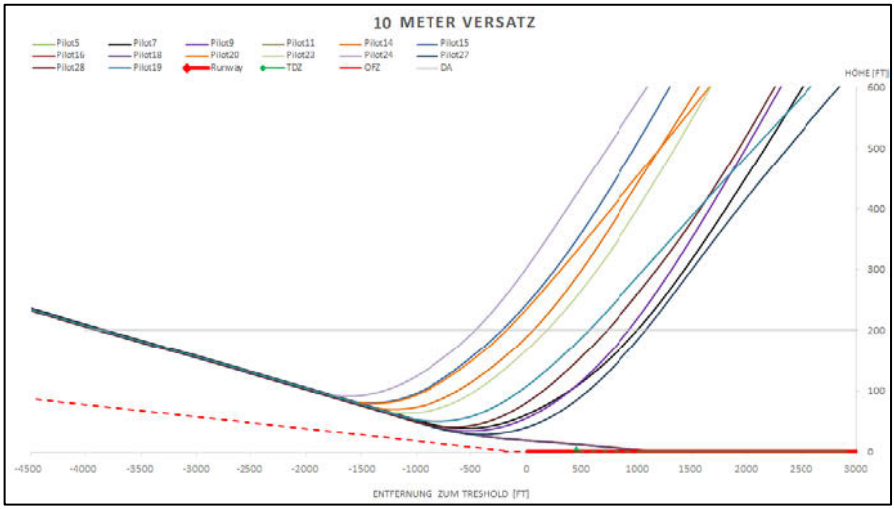
mit AALS / vertikaler Fehler 0 Meter



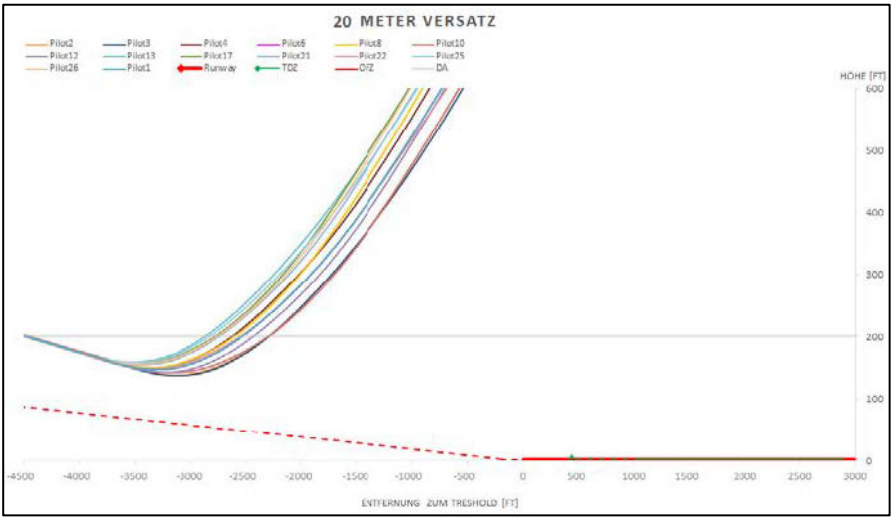
ohne AALS / vertikaler Fehler -10 Meter



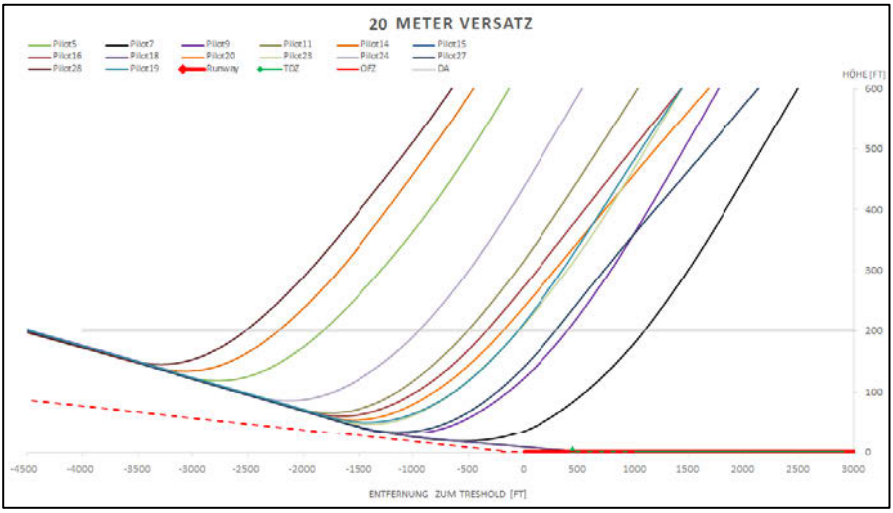
mit AALS / vertikaler Fehler -10 Meter



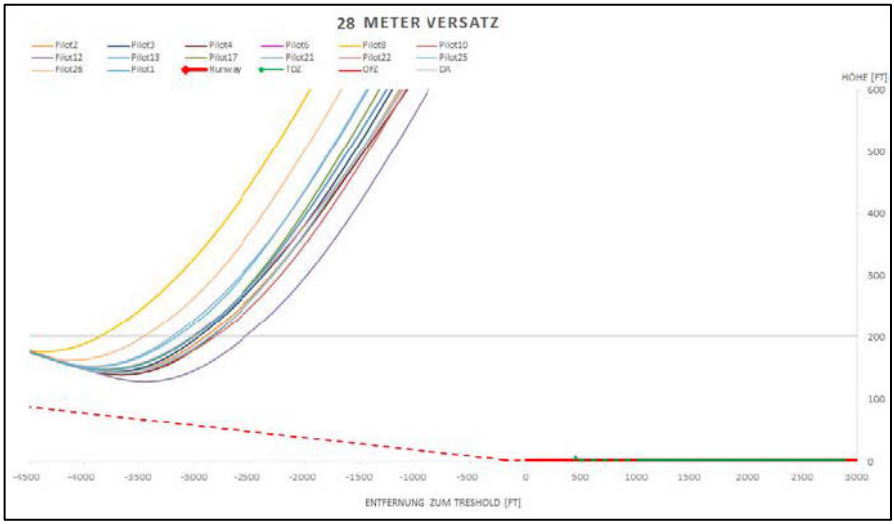
ohne AALS / vertikaler Fehler -20 Meter



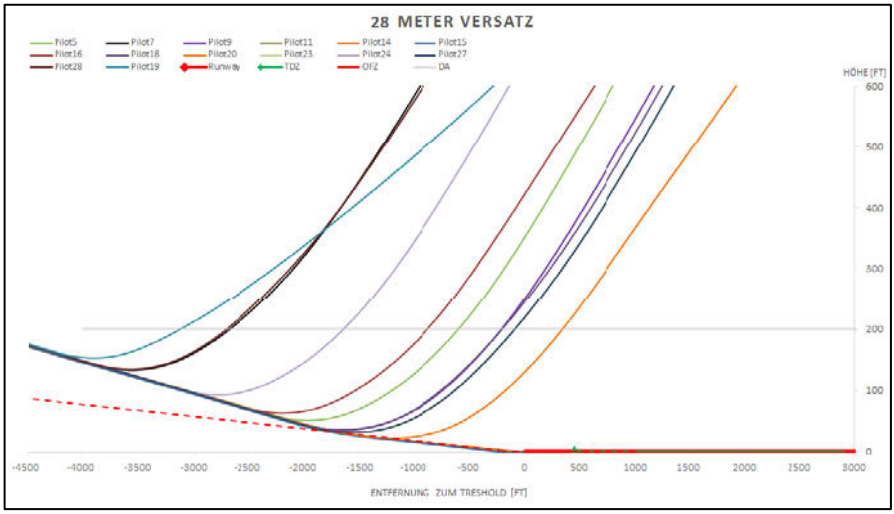
mit AALS/ vertikaler Fehler -20 Meter



ohne AALS / vertikaler Fehler -28 Meter

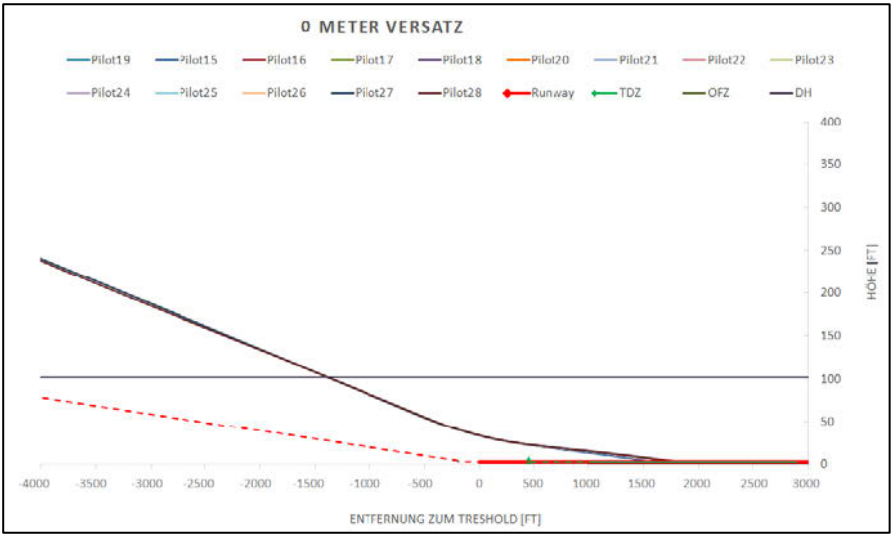


mit AALS / vertikaler Fehler -28 Meter

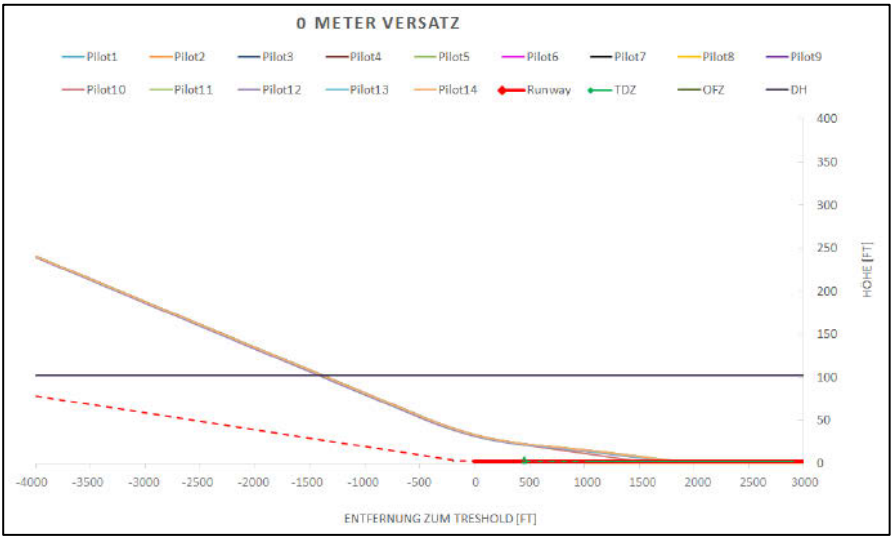


Vertikalprofile der Versuchsreihe CAT II

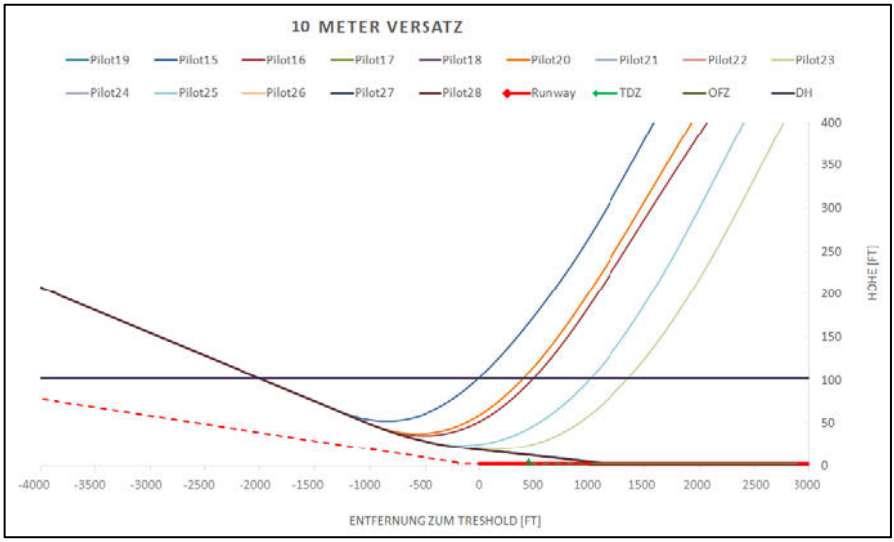
ohne AALS / vertikaler Fehler 0 Meter



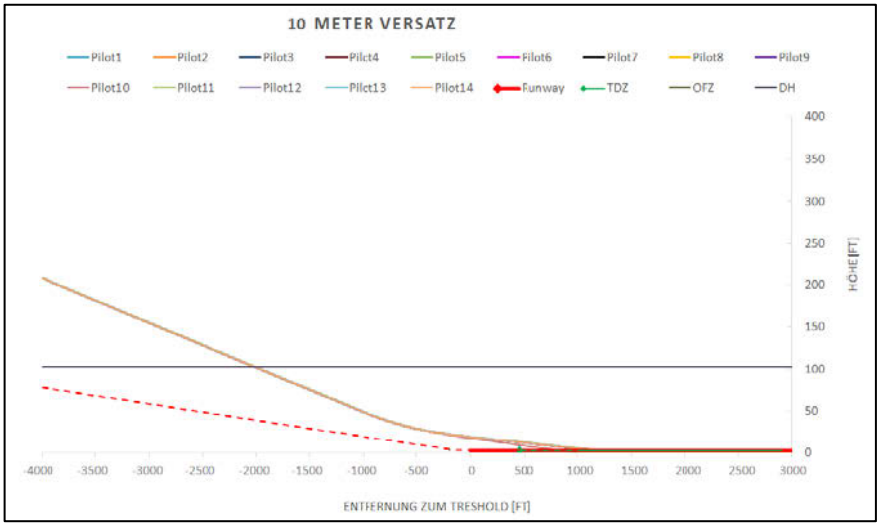
mit AALS / vertikaler Fehler 0 Meter



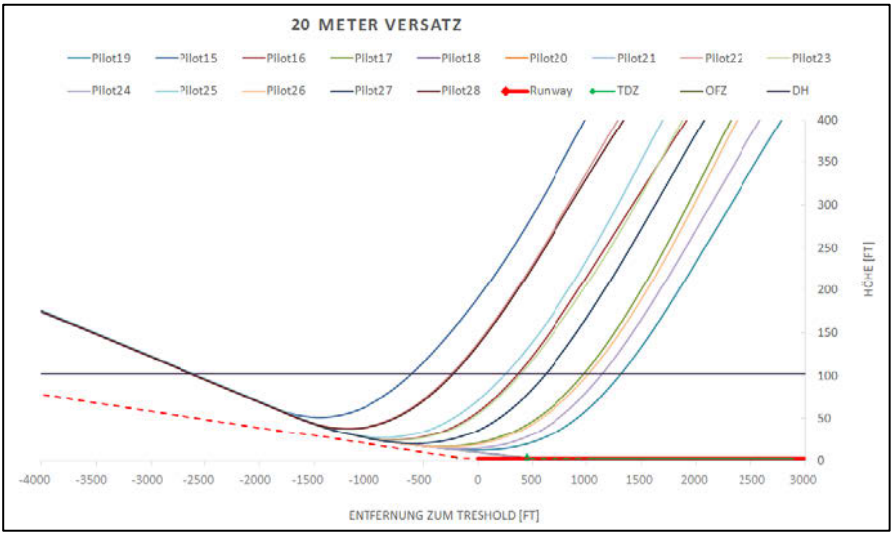
ohne AALS / vertikaler Fehler -10 Meter



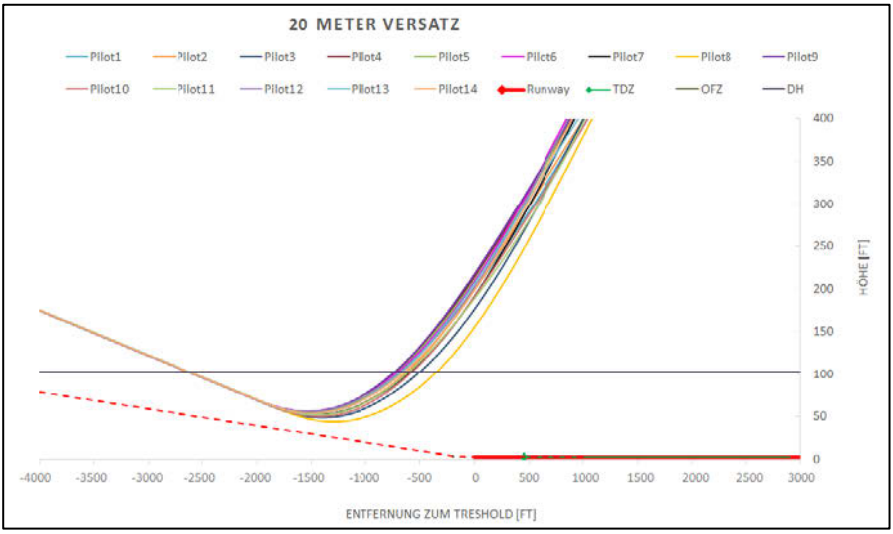
mit AALS / vertikaler Fehler -10 Meter



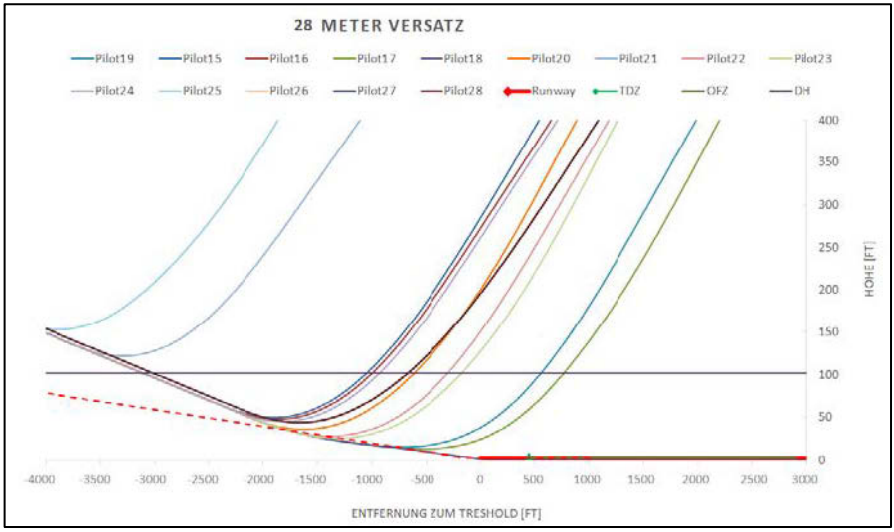
ohne AALS / vertikaler Fehler -20 Meter



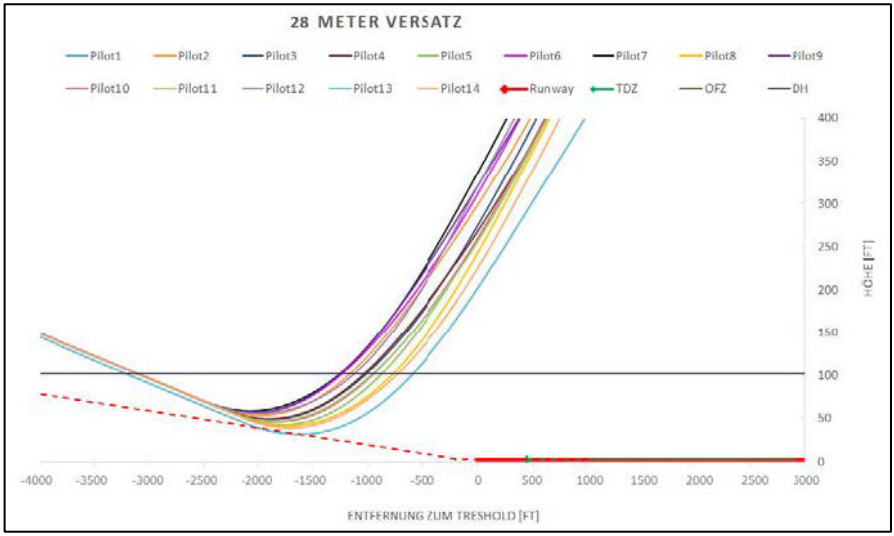
mit AALS / vertikaler Fehler -20 Meter



ohne AALS / vertikaler Fehler -28 Meter



mit AALS / vertikaler Fehler -28 Meter



Universitätsverlag der TU Berlin

Advanced Approach Light System

Moderne auf Satellitennavigation basierende Anflugsysteme beinhalten eine neue mögliche Fehlercharakteristik des Flugführungssignals, welche bisher mittels Anzeigen im Cockpit nicht dargestellt werden kann. Sind Fehler der Flugführung beim seit Jahren etabliertem Instrumentenlandesystems winkelbasiert, d. h. je näher man sich dem Sender und somit der Landebahn nähert, umso kleiner wird die absolute Abweichung zum Sollanflugweg, so stellen sich diese im Rahmen der Satellitennavigation als konstante Abweichungen zum Sollanflugweg dar. Gerade bei Wetterbedingungen nahe der Minima für Sichtweite und Wolkenuntergrenze für Präzisionsanflüge können vertikale Abweichungen nur schwer durch die Cockpitbesatzung identifiziert werden. Die bisherigen visuellen Entscheidungsmerkmale (z. B. Anflugbefeuerung) sind unzureichend, um beim Erreichen der Entscheidungshöhe die korrekte Einschätzung der Relativposition zur Landebahnschwelle zu treffen und eine vertikale Abweichung zum Sollanflugweg so zu erkennen. Das hier vorgestellte Advanced Approach Light System stellt eine Erweiterung der Anflugbefeuerung dar und dient der Cockpitbesatzung als zusätzliche visuelle Entscheidungsquelle. Im Rahmen mehrere Simulator-Versuchsreihen konnte die Funktionalität des Systems erfolgreich validiert werden.

ISBN 978-3-7983-2904-1 (print)
ISBN 978-3-7983-2905-8 (online)

ISBN 978-3-7983-2904-1

http://verlag.tu-berlin.de