

Ein Beitrag zur dreidimensionalen Darstellung von Nominal-Trajektorien in perspektivischen Flugführungsanzeigen

Vom Fachbereich Maschinenbau
an der Technischen Universität Darmstadt
zur
Erlangung des Grades eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)
genehmigte

Dissertation

vorgelegt von

Dipl.-Ing. Andreas SINDLINGER

aus Heidelberg

Berichterstatter: Prof. Dr.-Ing. U. KLINGAUF

Mitberichterstatter: Prof. Dr.-Ing. R. BRUDER

Tag der Einreichung: 22. Januar 2008

Tag der mündlichen Prüfung: 23. April 2008

Darmstadt 2008

D 17

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Arbeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Flugsysteme und Regelungstechnik an der Technischen Universität Darmstadt.

Mein besonderer Dank gilt Prof. Dr.-Ing. U. KLINGAUF, dem Leiter des Fachgebiets, für die Ermöglichung dieser Arbeit und die stetige Unterstützung bei der Erstellung. Für die freundliche Übernahme des Korreferats bedanke ich mich herzlich bei Prof. Dr.-Ing. R. BRUDER vom Institut für Arbeitswissenschaft der TU Darmstadt.

Dem ehemaligen Fachgebietsleiter Prof. Dr.-Ing. W. KUBBAT möchte ich für die Anstellung an seinem Institut und das Vertrauen bei der selbstständigen wissenschaftlichen Arbeit danken.

Aufrichtig bedanken möchte ich mich bei allen Piloten, die in ihrer Freizeit an den Untersuchungen zu dieser Arbeit teilgenommen haben. Die unkomplizierte Zusammenarbeit und ihre Professionalität haben mich sehr beeindruckt.

Mein Dank gilt außerdem den Verantwortlichen der Firma Jeppesen. Die gute, kontinuierliche Zusammenarbeit in unterschiedlichen Projekten ermöglichte es mir, mich in die Thematik einzuarbeiten und neue Ideen zu entwickeln.

Meinen Kollegen des Fachgebietes, insbesondere denen der Arbeitsgruppe Luftfahrt-datenbanken, mit denen ich die letzten Jahre zusammenarbeiten durfte, gilt mein besonderer Dank. Insbesondere Gunther HEIDELMEYER danke ich für die angenehme Arbeitsatmosphäre im „Disse“-Zimmer.

Meinen Eltern möchte ich an dieser Stelle endlich einmal ganz herzlich für die Ermöglichung meiner Ausbildung, ihre stetige Unterstützung und ihr Vertrauen, das sie mir immer entgegenbringen, bedanken.

Vielen Dank meiner lieben Frau Sibylle für ihre Geduld und Unterstützung. Bei ihr und meinem Vater bedanke ich mich außerdem für das gewissenhafte Korrekturlesen.

Weinheim, im April 2008

Andreas SINDLINGER

Übersicht

Zur Führung eines Luftfahrzeuges benötigt ein Pilot eine Vielzahl an Informationen. Diese werden heutzutage häufig mit Hilfe von Anzeigesystemen präsentiert. Die dabei traditionell dargestellten Informationen beziehen sich zumeist auf Flug-, Systemzustands- oder Sensordaten und stellen die momentane Gesamtsituation nur stark abstrahiert dar. Neuartige Anzeigeformate visualisieren darüber hinaus Informationen, die an Bord des Flugzeuges in Datenbanken mitgeführt werden, auf eine intuitive Art und Weise. Neben der dreidimensionalen Darstellung von Geländeinformationen oder Flughafendaten kann durch die perspektivische Anzeige der Soll-Trajektorie auch in eingeschränkten realen Sichtbedingungen das geographische Situationsbewusstsein und die Flugführungsaufgabe des Piloten optimal unterstützt werden. Der Nutzen dieser so genannten synthetischen Sichtsysteme zur Unterstützung bei der Steuerung eines Luftfahrzeuges ist in einer Vielzahl von Studien belegt.

Untersuchungen haben jedoch ergeben, dass die perspektivische Darstellung der momentanen Nominal-Trajektorie leicht zu einer Überfrachtung der Anzeige führt. Dies kann die Aufmerksamkeit auf andere wichtige Elemente einschränken und damit sogar zur Reduzierung des Situationsbewusstseins beitragen. Weiterhin dokumentieren unterschiedliche Studien Informationsdefizite bei der Kurvnein- und -ausleitung sowie eine geringere Positionsgenauigkeit und größere Steuereingaben während des Kurvenfluges im Vergleich zum Geradeausflug.

Inhalt der Arbeit ist es, ausgehend von einer Analyse der Resultate vorangegangener Forschungsarbeiten und existierender Produkte zur Anzeige von Nominal-Trajektorien in perspektivischen Flugführungsanzeigen, Anwendungsfälle für unterschiedliche Darstellungsformate zu identifizieren. Die allgemeinen Parameter zur graphischen Darstellung werden definiert und für ein verbessertes standardmäßiges Anzeigeformat gewählt.

Weiterhin wird untersucht, inwieweit sich adaptive Anzeigeformate eignen, Informationen über momentane Positions- oder Bahnwinkelfehler abhängig von deren Größe implizit dynamisch so zu visualisieren, dass einer Überfrachtung der Anzeige entgegengewirkt wird.

Die Mängel bei der Kurvnein- und -ausleitung sowie dem Kurvenflug sind Ausgangspunkt weiterer Untersuchungen der Arbeit. Dabei werden Möglichkeiten und Konzepte entwickelt, durch eine verbesserte Darstellung des Kurvenübergangs als integrales Element der Flugpfadanzeige, positive Auswirkungen auf den Kurvenflug zu erreichen. Außerdem werden verschiedene neuartige Darstellungsformate für den Bereich des Kurvenflugs vorgeschlagen, die unter anderem durch die Berücksichtigung der vorhergesagten Fluglage die Qualität der dargestellten Informationen verbessern und somit die bekannten Probleme minimieren sollen. Dabei werden auch Möglichkeiten aufgezeigt, große Sichtwinkel in synthetischen Sichtsystemen zu realisieren, ohne die Darstellungsqualität zu reduzieren.

Die Nutzbarkeit der neuartigen Konzepte beim operationellen Einsatz im Cockpit wird in umfangreichen Simulatoruntersuchungen mit Berufspiloten analysiert. Dazu werden die realisierten Komponenten in die Umgebung des fachgebietseigenen Forschungssimulators integriert. In vier verschiedenen Versuchsabschnitten und einem Demonstrationsteil werden die Auswirkungen der umgesetzten Konzepte zur Verbesserung des Kurvenübergangs, des Kurvenflugs und der Darstellung großer Sichtwinkel untersucht. Die Ergebnisse belegen überaus positive Auswirkungen der neuartigen Konzepte gegenüber den traditionellen Darstellungsformaten.

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungen	v
1. Einleitung	1
1.1. Motivation für synthetische Sichtsysteme	2
1.2. Motivation für perspektivische Flugfadanzeigen	6
1.3. Motivation für die vorliegende Arbeit	9
1.3.1. Kurveneinleitung und Kurvenflug	10
1.3.2. Adaptive Flugfaddarstellung	11
1.3.3. Modulare Software für den Forschungssimulator der TU Darmstadt.....	11
1.4. Struktur dieser Arbeit	11
2. Grundlagen und Stand der Forschung und Entwicklung	13
2.1. Visuelle Wahrnehmung	13
2.1.1. MARRS Theorie zur Objektwahrnehmung	13
2.1.2. Gesichtswahrnehmung	14
2.1.3. Kontrastsehen	14
2.1.4. Gestaltgesetze der Wahrnehmungsorganisation	15
2.1.5. Wahrnehmung räumlicher Tiefe	16
2.1.6. Visuelle Bewegungswahrnehmung	19
2.1.7. Visuelle Wahrnehmung in der synthetischen Sicht	20
2.2. Perspektivische Anzeigen	20
2.2.1. Planare Projektion	20
2.2.2. Sichtwinkel.....	21
2.2.3. Abbildungsgröße	23
2.3. Die Soll-Trajektorie	24
2.3.1. Fliegen mit dem Autopilot	24
2.3.2. Fliegen mit dem FMS.....	25
2.3.3. Manuelles Fliegen mit dem FMS als Sollwertgeber	27
2.4. Ausgewählte Forschungsarbeiten	29
2.4.1. Die Kanal-Anzeige von WILCKENS und SCHATTENMANN.....	29
2.4.2. Die Tunnel-in-the-Sky Darstellung von GRUNWALD.....	31
2.4.3. Informationsanalyse der Tunnel-in-the-Sky Darstellung von MULDER.....	35
2.4.4. Dynamische perspektivische Flugfaddarstellung der NASA.....	37
2.4.5. Prädiktoranzeige und -berechnung.....	38
2.5. Kommerzielle Produkte	39
2.5.1. FlightLogic von Chelton Flight Systems	40
2.5.2. VistaNav von Mercury Computer Systems.....	40
2.5.3. Nav3D von Nav3D Corp.....	41
2.5.4. Vision-1 von Universal Avionics.....	42

2.5.5.	IPFD von Honeywell.....	42
3.	Konzeption einer verbesserten perspektivischen Flugpfadanzeige	45
3.1.	Identifizierung relevanter Anwendungsfälle	45
3.1.1.	Flugphase	47
3.1.2.	Soll-Fluglage	48
3.1.3.	Momentane Fluglage.....	49
3.1.4.	Betrachtete Anwendungsfälle	49
3.2.	Allgemeine Parameter der graphischen Darstellung.....	50
3.2.1.	Geometriegrundlage	50
3.2.2.	Farbgebung.....	52
3.2.3.	Kontrast	55
3.2.4.	Sichtweite	55
3.2.5.	Linienstärke.....	60
3.2.6.	Längsbewegung.....	62
3.2.7.	Geländereferenz	63
3.2.8.	Ablagereferenz	65
3.3.	Adaptive Flugpfadanzeige	67
3.3.1.	Adaptive Geometrie	68
3.3.2.	Adaptive Transparenz	70
3.3.3.	Adaptiver Kontrast	74
3.3.4.	Adaptive Linienstärke	75
3.4.	Kurvenein- und -ausleitung.....	75
3.4.1.	Explizite Visualisierung des Ein- bzw. Ausleitzeitvorganges	78
3.4.2.	Implizite Visualisierung des Ein- bzw. Ausleitzeitvorganges	79
3.5.	Kurvenflug	82
3.5.1.	Adaptive Blickrichtung	83
3.5.2.	Gekrümmte Projektionslinien	88
3.5.3.	Differenz aus nominalem und prädiertem Flugpfad	91
3.5.4.	Änderung der Geometrie.....	96
3.6.	Non-planare Projektion	97
3.6.1.	Problemstellung.....	97
3.6.2.	Lösungsansatz	100
4.	Realisierung der vorgestellten Konzepte.....	103
4.1.	Gesamtarchitektur	103
4.2.	Architektur der Programmbibliothek zur perspektivischen Anzeige von Trajektorien.....	105
4.2.1.	Trajektorienberechnung	105
4.2.2.	Hüllenklassen für Trajektorien.....	107
4.2.3.	Flugpfadmanager.....	107
4.2.4.	Flugpfaddarstellung.....	107

4.2.5.	Darstellungskonzepte	109
4.2.6.	Zusammenfassung	110
4.3.	Differenzmethode	111
4.4.	Non-planare Projektion	112
4.5.	Benutzerschnittstelle	115
5.	Simulatoruntersuchungen	117
5.1.	Simulationsumgebung.....	117
5.1.1.	Softwareumgebung	117
5.1.2.	Cockpit	117
5.1.3.	Außensichtanlage	118
5.2.	Allgemeine Überlegungen.....	119
5.2.1.	Statistische Grundlagen.....	119
5.2.2.	Allgemeine Versuchsumgebung	120
5.2.3.	Auswahl der Untersuchungsinhalte.....	122
5.2.4.	Ablauf eines Versuchs.....	122
5.2.5.	Datenreduktion und Auswertung	123
5.3.	Kurveneinleitung, Video.....	124
5.3.1.	Versuchsaufbau	124
5.3.2.	Ergebnisse	126
5.3.3.	Diskussion	128
5.4.	Kurveneinleitung, Simulator.....	129
5.4.1.	Versuchsaufbau	129
5.4.2.	Ergebnisse	130
5.4.3.	Diskussion	135
5.5.	Adaptive Blickrichtung.....	136
5.5.1.	Versuchsaufbau	136
5.5.2.	Ergebnisse	137
5.5.3.	Diskussion	143
5.6.	Differenzmethode und adaptive Transparenz.....	144
5.6.1.	Versuchsaufbau	144
5.6.2.	Ergebnisse	145
5.6.3.	Diskussion	147
5.7.	Anflugverfahren	147
5.7.1.	Versuchsaufbau	147
5.7.2.	Ergebnisse	149
5.7.3.	Diskussion	152
5.8.	Non-planare Projektion	152
5.9.	Überblick über die Ergebnisse der Simulatorversuche.....	153
6.	Zusammenfassung und Ausblick	155

Literaturverzeichnis	157
Abbildungsverzeichnis.....	165
Anhang	I
A Simulatoruntersuchungen	I
A.1 Darstellung der unabhängigen Anzeigevariablen	I
A.2 Fragebogen	VII
A.3 Statistische Auswertungen	XVII

Abkürzungen

AC	Advisory Circular
AFS	Auto Flight System
ALA	Approach and Landing Accident
AMDB	Aerodrome Mapping Database
ANOVA	Analysis of Variances
ARP	Aerospace Recommended Practice
ATC	Air Traffic Control
BMWi	Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie
CFIT	Controlled Flight into Terrain
CMY	Cyan, Magenta, Yellow
CNS	Communications, Navigation and Surveillance
DIN	Deutsches Institut für Normung e.V.
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
ECAM	Electronic Centralized Aircraft Monitor
EFIS	Electronic Flight Instrument System
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System
FAA	Federal Aviation Administration
FANS	Future Air Navigation System
FCU	Flight Control Unit
FD	Flight Director
FMS	Flight Management System
FOV	Field of View
FPA	Flight Path Angle
FPP	Flight Path Predictor
FPV	Flight Path Vector
FSR	Institut für Flugsysteme und Regelungstechnik
GPS	Global Positioning System
HDG	Heading
HITS	Highway-in-the-Sky
HSB	Hue, Saturation, Brightness
HUD	Head-up Display
IAF	Initial Approach Fix
IAS	Indicated Airspeed
ICAO	International Civil Aviation Organization
IFR	Instrument Flight Rules
ILS	Instrumenten-Landesystem
IMC	Instrument Meteorological Conditions
JAA	Joint Aviation Authorities
JAR	Joint Aviation Requirements

LUFO	Luftfahrtforschungsprogramm
MA(P)	Missed Approach (Point)
MFD	Multifunctional Display
NASA	National Aeronautics and Space Administration
ND	Navigational Display
OIV	Open Inventor
OpenGL	Open Graphics Library
OPS	Operations
PFD	Primary Flight Display
PILAS	Pilotenassistenzsystem (Projekt im Rahmen von LUFO III)
RGB	Rot, Grün, Blau
RNAV	Area Navigation
RNP	Required Navigation Performance
SAE	Society of Automotive Engineers
SID	Standard Instrument Departure
STAR	Standard Terminal Arrival Route
SVS	Synthetic Vision System
TOC	Top of Climb
TOD	Top of Descent
TRK	Track
TTC	Time to Contact
TUD	Technische Universität Darmstadt
UML	Unified Modeling Language
V/S	Vertical Speed
VMC	Visual Meteorological Conditions
VOR	Very High Frequency Omni-Range (UKW-Drehfunkfeuer)
VSD	Vertical Situation Display
VTD	Vertical Track Distance
W3C	World Wide Web Consortium
XML	Extensible Markup Language
XTD	Cross Track Distance

1. Einleitung

Durch die zunehmende Verflechtung internationaler Märkte im Zuge der Globalisierung und durch das Wachstum in der Tourismusbranche hat der kommerzielle Luftverkehr weltweit in den letzten Jahrzehnten fast kontinuierlich starke Zuwachsraten verzeichnet. Auch nach dem zwischenzeitlichen Rückgang der jährlichen Flugbewegungen als Folge der Anschläge vom 11. September 2001 stiegen die Zahlen im Jahr 2005 um etwa 6% auf 19,2 Millionen Abflüge oder 40 Millionen Flugstunden von Verkehrsflugzeugen¹, was ungefähr einer Verdreifachung gegenüber 1970 entspricht [BOE05]. Aktuelle mittel- und langfristige Prognosen sagen auch für die kommenden 10 bis 20 Jahre ein ähnlich großes Wachstum voraus. So gehen Vorhersagen der europäischen Flugsicherungsorganisation Eurocontrol bei einem durchschnittlichen Wachstum von etwa 4% pro Jahr von einer Verdopplung der Flugbewegungen im europäischen Raum zwischen 2005 - 2025 aus [EC06]. Die US-Flugsicherungsbehörde Federal Aviation Administration (FAA) rechnet bis 2017 mit einem jährlichen Zuwachs von 4,7% beförderter Passagiere von und in die USA [FAA06]. Annahmen von Airbus zufolge wird der weltweite Passagier-Luftverkehr bis 2025 um 4,8% pro Jahr anwachsen, der Fracht-Luftverkehr sogar um 6% [AIR06].

Obwohl der Luftverkehr allgemein als sicheres Verkehrsmittel akzeptiert ist, sorgen spektakuläre Unfälle immer wieder für Aufsehen und Verunsicherung. Um das prognostizierte Wachstum zu garantieren, ist also neben Aspekten wie der Verfügbarkeit von Rohstoffen, (umwelt-) politischer Einflussnahme oder der Vermeidung von Kapazitätsengpässen die Sicherheit des Luftverkehrs in allen Flugphasen von entscheidender Bedeutung.

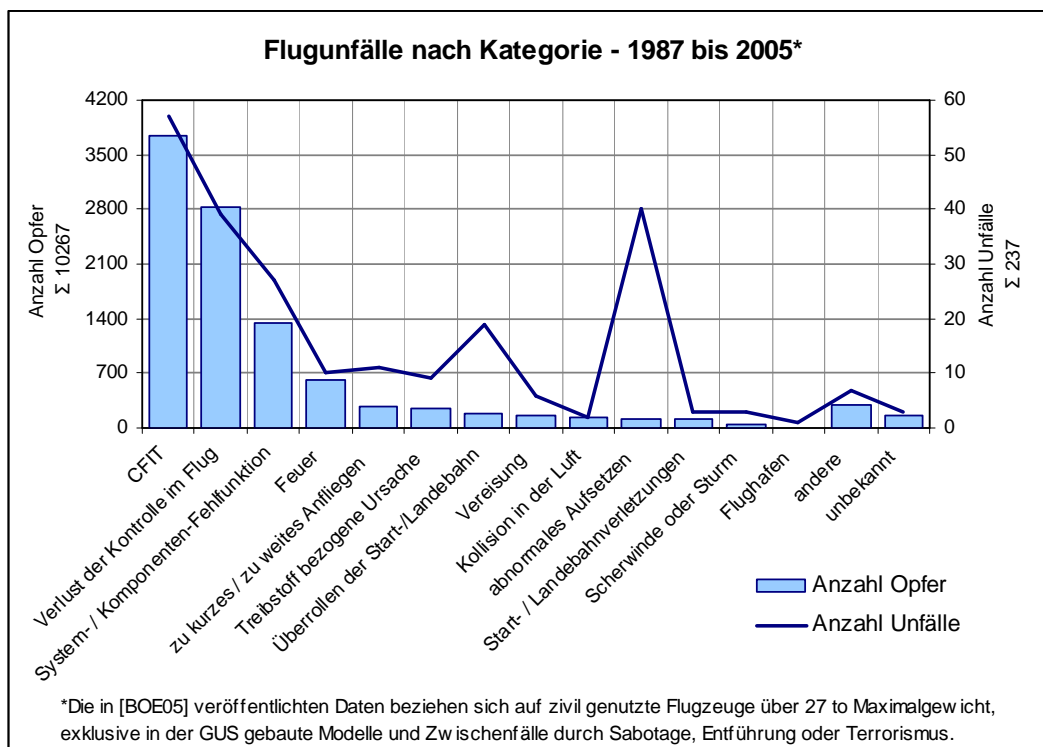


Abbildung 1.1.: Flugunfallstatistik nach [BOE05]

¹ mit mehr als 27 Tonnen Maximalgewicht

1.1. Motivation für synthetische Sichtsysteme

Nach ungefähr 25 Unfällen pro Millionen Abflügen in den 1960er Jahren sank die Rate stark ab und schwankt in den letzten 20 Jahren meist zwischen 1,5 und 4 Unfälle pro Millionen Abflügen. Bei etwa der Hälfte dieser Unfälle ist der Verlust von Menschenleben und/oder der wirtschaftliche Totalschaden des Flugzeuges zu beklagen [BOE05]. Berücksichtigt man das weltweite Wachstum des Luftverkehrs, kann davon ausgegangen werden, dass dies bei weiterer Nutzung der existierenden Boden- und Bordsysteme einen proportionalen oder sogar überproportionalen Anstieg der Absolutzahl der Unfälle und Opfer zur Folge hätte. Auch wenn die relative Unfallrate weiterhin niedrig wäre, würde der Anstieg der absoluten Unfallzahlen in der Gesellschaft negativ bewertet werden und könnte somit das Wachstum des Luftverkehrs behindern. Es müssen also neue Technologien, Systeme und Prozeduren sowohl für die Flugplanung und -koordinierung am Boden als auch die Flugdurchführung an Bord des Flugzeuges entwickelt werden [FSF99].

Um sinnvolle Strategien zur Vorbeugung von Unfällen zu entwickeln, muss eine Betrachtung und Kategorisierung der Unfallursachen sowie eine statistische Auswertung dieser Unfälle vorgenommen werden. Abbildung 1.1 zeigt die Ergebnisse einer aktuellen Analyse und Einteilung von Flugunfällen zwischen 1987 und 2005 [BOE05]. Deutlich hervor treten in dieser Darstellung die Unfallkategorien CFIT (*Controlled Flight into Terrain*) und „Verlust der Kontrolle im Flug“. Zusammengenommen machen diese beiden Kategorien 40,5% aller Flugunfälle und 63,9% Prozent aller Opfer im genannten Zeitraum aus. Das überproportionale Verhältnis zwischen Unfällen und Opfern belegt, dass bei Unfällen dieser beiden Kategorien ein höherer Verlust an Menschenleben zu beklagen ist als bei anderen Kategorien. Bemerkenswert ist außerdem, dass es sowohl beim CFIT als auch beim Unfall durch Verlust der Kontrolle im Flug keine vorherigen System- oder Komponentenausfälle an Bord des Flugzeuges gibt, die ursächlich zum Unfall beitragen. Im Gegensatz zur zweiten Kategorie kommt es beim CFIT nicht einmal zum Verlust der Kontrolle über das Flugzeug: eine ansonsten funktionsfähige Maschine unter der Kontrolle der Besatzung wird (unbeabsichtigt) in das umgebende Gelände, ein Hindernis oder Wasser gesteuert, ohne dass sich die Besatzung frühzeitig einer Gefährdung bewusst wäre [Wie77].

Kategorisiert man die Flugunfälle nach Flugphasen, zeigt sich, dass mit 59% die Mehrheit aller Unfälle in der Anflug- und Landephase stattfindet. Die Tatsache, dass diese beiden Flugphasen nur etwa 16% eines Fluges¹ ausmachen [BOE05] unterstreicht die Wichtigkeit, diese Flugphasen genauer zu analysieren.

Um den Handlungsbedarf weiter zu konkretisieren, ist es darüber hinaus sinnvoll, neben den Kategorien und Flugphasen der Unfälle zu analysieren, welche Akteure des Systems Luftverkehr maßgeblich an Unfällen beteiligt sind. Abbildung 1.2 zeigt die Verteilung der Ursachen von Flugunfällen mit wirtschaftlichem Totalschaden der Jahre 1996 bis 2005, die von den jeweils zuständigen Behörden ermittelt wurden. Im genannten Zeitraum wurde die Ursache von 134 Flugunfällen ermittelt, wobei diese in 74 Fällen bei der Flugzeugbesatzung zu finden war [BOE05]. In der Mehrheit der ermittelten Fälle sind also die Piloten maßgeblich an den Ursachen von Flugunfällen beteiligt.

¹ bezogen auf eine Flugzeit von 1,5 Stunden

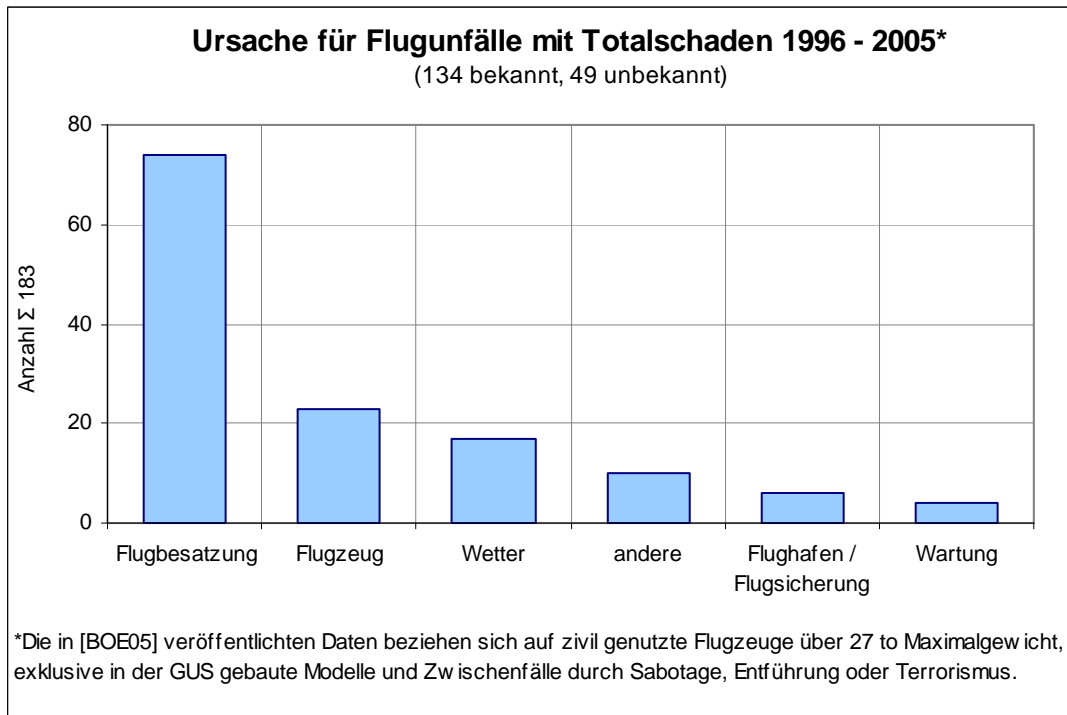


Abbildung 1.2.: Ursache für Flugunfälle nach [BOE05]

Die Hauptursachen von Flugunfällen detaillierter zu analysieren und dementsprechend Handlungs- und Entwicklungsstrategien abzuleiten, hat sich eine Ende der 1990er Jahre von der Flight Safety Foundation gegründete Arbeitsgruppe zur Aufgabe gemacht [FSF99]. Dabei konzentrierte sich die Arbeitsgruppe auf die oben erwähnten so genannten *Approach and Landing Accidents* (ALA) sowie auf *Controlled Flight into Terrain* (CFIT) Unfälle. Nach einer umfangreichen Analyse von Flugunfällen und deren Ursache [Ash98] [EDT96] [KR96], enthalten die in [FSF99] zusammengefassten Ergebnisse der Arbeitsgruppe Empfehlungen an die Gesetzgeber, Flugzeugbetreiber, Flugzeugbesatzungen, Flugsicherungen sowie Flugzeughersteller [KH99], die in Unterarbeitsgruppen bezüglich der Arbeitsabläufe und des Trainings der Besatzung [McK99], der technischen Ausstattung der Flugzeuge [Dan99] sowie des Trainings und der Verbesserung der Arbeitsabläufe der Flugsicherung [Van99] erarbeitet wurden.

Ursache	Beteiligt an Unfällen	Anteil [%]*
Mangel an räumlicher Orientierung	132	47,3
Unterlassung einer Aktion / falsche Aktion	121	43,4
Zu langsam und/oder zu niedrig	109	39,1
Flugzeugbedienung	81	29,0
Unprofessionelle Einschätzung	68	24,3

Anflug- und Landeunfälle von Jets und Turboprops mit einem Maximalgewicht von über 5700 kg Flugleistungsklassen A und C nach [JAR98]).

*Die meisten ALA haben mehrere Ursachen.

Tabelle 1.1.: Die häufigsten Ursachen der weltweit 279 ALA mit Todesfolge 1980 – 1996 [Ash98]

Die Analyse der Anflug- und Landeunfälle betrachtet verschiedene Aspekte von weltweit 279 Anflug- und Landeunfällen mit Todesfolge der Jahre 1980 bis 1996. Außer der letztendlichen

Hauptursache eines Unfalls werden beispielsweise auch, wie in Tabelle 1.1 veranschaulicht, die Nebenursachen identifiziert, die die Fehlerkette bis hin zum eigentlichen Unfall beeinflusst haben. Erwähnenswert dabei ist, dass bei fast der Hälfte aller Unfälle ein Mangel an räumlicher Orientierung (*Positional Awareness*), d.h. dem Bewusstsein über die momentane räumliche Situation des Flugzeuges, zumindest als Nebenursache beteiligt war [Ash98].

Trotz der hohen Entwicklungsstufe der Automatisierung und der technischen Ausrüstung an Bord moderner Flugzeuge treten demnach Situationen ein, in denen sich die Besatzung der aktuellen und künftigen Fluglage und -position sowie der Höhe über dem Gelände nicht bewusst ist. Dies tritt vor allem in ungewöhnlichen oder unerwarteten Situationen mit meist hoher Arbeitsbelastung und der damit verbundenen Beanspruchung der Piloten ein [Jea99]. Dabei wird nach arbeitswissenschaftlichen Begriffen unter Belastung die Gesamtheit aller äußeren Einwirkungen des Arbeitssystems auf die Arbeitsperson verstanden; die Beanspruchung beschreibt die personenbezogenen Auswirkungen dieser Belastung [BL91]. Weitere Faktoren, die zu einer Einschränkung des allgemeinen Situationsbewusstseins und somit auch der räumlichen Orientierung führen können, sind unter anderem das Konzentrieren auf nicht sachdienliche Informationen, das Konzentrieren auf Teilmengen relevanter Informationen bei gleichzeitiger Nichtbeachtung der Entwicklung anderer Informationen, oder Zeitdruck [Jea99].

Betrachtet man die Belastung der Flugzeugbesatzung in der Anflugphase, wird die Gefahr deutlich, dass einer oder mehrere der erwähnten Faktoren eintreffen: Neben den primären Flugführungsaufgaben, also der Regelung des momentanen Flugzustandes, der Regelung der Flugbahn und der Navigation gemäß eines Anflugverfahrens oder einer Anweisung [Bro77], muss die Besatzung die Höhe über Grund entweder über Abgleich mit Flugkarten oder mittels Radarhöhenmesser kontrollieren und anpassen. Aufgrund zeitlicher Vorgaben aus dem Flugplan oder durch direkte Anweisungen der Flugsicherung muss die Fluggeschwindigkeit entsprechend eingestellt werden. Bestimmte Ereignisse, wie das Erreichen einer definierten Höhe, haben gemäß allgemeinen Richtlinien oder Regeln der jeweiligen Fluggesellschaft das Abarbeiten von Checklisten zur Folge. Außerdem ist es Aufgabe der Besatzung, den Zustand der Systemkomponenten ständig zu überwachen sowie den umgebenden Verkehr zu beachten. Während all dieser Aufgaben muss zusätzlich kontinuierlich dem Sprechfunkverkehr mit der Flugverkehrskontrolle (*Air Traffic Control*, ATC) Aufmerksamkeit gewidmet werden, um Anweisungen, die die eigene Maschine betreffen, nicht zu versäumen. Auch möglicher Zeitdruck durch Vorgaben der Fluggesellschaft – ein Durchstartmanöver kostet Zeit und damit Geld – kann zu Belastungen führen. Die Beanspruchbarkeit der Besatzung hingegen ist personenabhängig und wird von Müdigkeit oder Trainingszustand beeinflusst.

Durch Schulung, Training und Erfahrung lernt der Pilot, mit den erwähnten Belastungen umzugehen. Außerdem reduziert sich die Belastung bei Standardanflügen durch den hohen Automatisierungsgrad moderner Verkehrsflugzeuge wie etwa durch einen automatischen Flugregler, der Fluglage und Flugbahn steuert. Treten nun jedoch außergewöhnliche Belastungen ein wie schlechte Witterung, ein hohes Maß an Fremdverkehr, kurzfristige Änderungen der Flugroute durch die Flugsicherung, Warnmeldungen oder sogar Ausfälle von wichtigen Bordsystemen, steigen die Beanspruchungen ab einem gewissen Maß nicht mehr linear sondern überproportional an [Bro77] [Kau98]. Der Pilot beschäftigt sich nicht mehr primär mit dem Überwachen der verschiedenen Anzeigen, aus denen er ein mentales Bild der Gesamtsituation erstellt, sondern konzentriert sich auf Teilaspekte der Gesamtaufgabe und läuft damit Gefahr, das Bewusstsein für die augenblickliche und künftige Gesamtsituation zu verlieren.

Durch die ab den 1970er Jahren beginnende Integration von unterschiedlichen mechanischen Anzeigen in den großflächigen, elektronischen Anzeigen so genannter Glascockpits wurde das Erstellen eines mentalen Bildes der Gesamtsituation für die Besatzung zunehmend vereinfacht. Auch neue Designgrundlagen führten dazu, dass die Zahl der zu überwachenden Informationen trotz steigender Anzahl von Systemen abnahm [Kau98]. Trotzdem beinhalten auch die Anzeigen moderner EFIS-Systeme – das so genannte Navigationsdisplay (ND) und das in Abbildung 1.3 beispielhaft abgebildete *Primary Flight Display* (PFD) – vornehmlich Statusinformationen, wobei die meisten Elemente nur ein einzelnes Signal repräsentieren. Die räumlich-zeitliche Gesamtsituation muss auch weiterhin durch das Ablesen und Interpretieren von mehreren zweidimensionalen Anzeigen erfasst werden. Um der weiterhin hohen Anzahl an CFIT- und ALA-Unfällen zu begegnen, ist es notwendig, darüber hinaus Informationen in vorhandene oder neue Systeme zu integrieren.

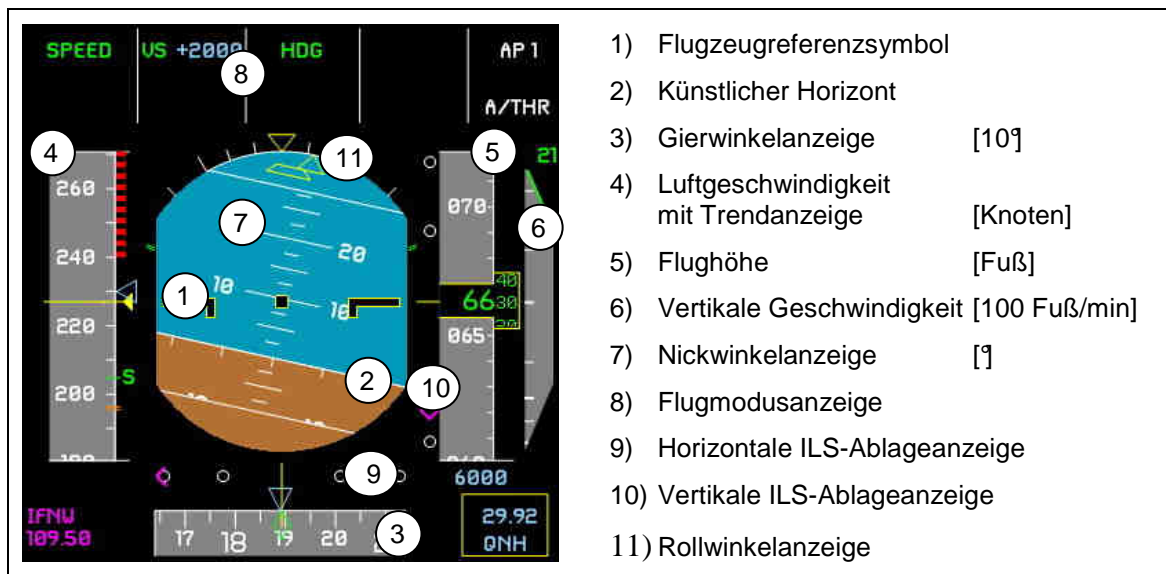


Abbildung 1.3.: Das Primary Flight Display (Airbus A340, [Jus04])

In den Empfehlungen der Arbeitsgruppe der Flight Safety Foundation finden sich eine Reihe von Systemen, die sich unter dem Begriff synthetische Sichtsysteme (*Synthetic Vision System*, SVS) zusammenfassen lassen. Beziehen sich die Informationen traditioneller Anzeigen meist auf Flug- und Systemzustandsdaten oder Sensordaten, visualisieren synthetische Sichtsysteme Informationen, die an Bord des Flugzeuges in Datenbanken mitgeführt werden und Teile der realen Umgebung beschreiben. Ein typisches SVS besteht demnach aus einer Datenbank, einem Bildgenerator sowie einer Anzeige. Für die Positionierung einer Kamera innerhalb der synthetischen Sicht werden außerdem Daten der Navigationssensoren benötigt [MS94]. Einige von der Arbeitsgruppe empfohlenen synthetische Sichtsysteme sind im Folgenden beschrieben [Dan99].

Das *Enhanced Ground Proximity Warning System* (EGPWS) genannte Geländewarnsystem basiert auf einer Geländedatenbank, die im Navigationsdisplay graphisch dargestellt werden kann. Basierten die Warnungen herkömmlicher Geländewarnsysteme bisher ausschließlich auf den kurzfristigen Informationen eines Gelände radarsensors, kann eine mögliche Annäherung an das Gelände nun frühzeitig durch die Einfärbung der Geländedaten kenntlich gemacht werden. Außerdem kann das System durch Prädiktion der Flughöhe und -position eine Gefährdung erkennen und Warnungen ausgeben. Seit Mitte der 1990er Jahre sind diese Systeme operationell nutzbar.

Im *Vertical Situation Display* (VSD) wird das Gelände entlang der prädierten Flugbahn als Längsschnitt dargestellt und abhängig vom vertikalen Abstand zur Flugzeugposition

eingefärbt. In Zusammenhang mit einem EGPWS kann der Pilot sich ein komplettes Bild des umgebenden Geländes machen. VSD-Anzeigen stehen kurz vor der Produktreife.

Datenbanken, die den Flughafen abbilden (*Aerodrome Mapping Database*, AMDB) können dazu verwendet werden, Hindernisse im Flughafennahbereich zu visualisieren oder den Rollvorgang gerade bei schlechter Witterung und/oder Nacht zu erleichtern. Airbus nutzt AMDB-Daten für das neue *On-board Airport Navigation System*, das für den A380, A330/340 und die A320 Familie verfügbar sein wird.

Eine wesentliche Empfehlung für die nahe Zukunft ist die Einführung von Systemen, die eine dreidimensionale, synthetische Sicht erzeugen und so dem Piloten eine Darstellung seiner aktuellen Situation ähnlich der unter Sichtflugbedingungen vermitteln können, unabhängig von den realen Sichtbedingungen. Da die Rate von ALA-Unfällen nachts als dreimal so hoch wie tagsüber eingeschätzt wird und in 30% der Fälle schlechte Sichtbedingungen zu einem ALA-Unfall beigetragen haben bzw. bei 70% der untersuchten CFIT-Unfällen schlechte Sicht herrschte [KH99], erscheint die Forderung sinnvoll, durch das Erzeugen einer künstlichen Außensicht, die Gelände, Hindernisse und andere Elemente enthält, mögliche Gefahren frühzeitig zu erkennen. Muss der Pilot bei traditionellen Anzeigen sein mentales Bild der Flugsituation aus den abstrakten Flugzustand und -führungsinformationen digitaler Anzeigen und Marker konstruieren, wird er durch eine integrierte Darstellung intuitiv dabei unterstützt.

Der Nutzen von zwei- und dreidimensionalen synthetischen Sichtsystemen ist in einer Vielzahl von Studien untersucht, demonstriert und bestätigt worden (zum Beispiel: [WBS03] [SMB06a] [VEM05] [Kau98]).

1.2. Motivation für perspektivische Flugpfadanzeigen

Die voran beschriebenen Systeme haben gemeinsam, dass sie durch eine intuitive Darstellung der aktuellen Umgebung dem Piloten die Möglichkeit geben, mittel- und langfristige strategisch und aktiv planen zu können, anstatt ihn durch auditive Warnmeldungen kurzfristig zu einer schnellen taktischen Reaktion zu bewegen und damit eine hohe Arbeitsbelastung zu erzeugen. Im Falle einer beabsichtigten (z.B. militärischer Tiefflug) oder unbeabsichtigten Geländeannäherung (z.B. Notabstieg infolge Abfalls des Kabinendrucks) kann so auch bei widrigen Sichtbedingungen vorausschauend gehandelt werden.

Auch bei CFIT- und ALA-Unfällen kommt es häufig zu einer unbeabsichtigten Annäherung an das Gelände. Im Gegensatz zu einem Notabstieg infolge Abfalls des Kabinendrucks ist hier die Geländeannäherung jedoch meist ein Glied in einer Kette von Fehlern [FSF99]. So ergaben die Untersuchungen der Arbeitsgruppe der Flight Safety Foundation, dass 57% der CFIT-Unfälle unter den ALA-Unfällen während eines Nichtpräzisionsanfluges stattfanden [KH99]. Nichtpräzisionsanflüge nennt man Anflugverfahren, bei denen im Gegensatz zu Präzisionsanflügen wie etwa dem ILS-Anflug (Instrumenten-Landesystem) keine vertikalen Führungshilfen vorhanden sind. Häufig sind Nichtpräzisionsanflüge derart gestaltet, dass die Höhe stufenweise abgebaut werden muss um die Geländefreiheit zu garantieren, anstatt einen konstanten Gleitpfad abzufliegen. Dies hat zur Folge, dass die vertikale Geschwindigkeit oft geändert werden muss, wobei die momentane Höhe erst an bestimmten, aus Flugkarten ersichtlichen Punkten verlassen werden kann. In Situationen hoher Arbeitsbelastung kann es dazu kommen, dass das Verlassen der momentanen Höhe zu früh oder das Abfangen zu spät erfolgt und so eine Gefahrensituation eintritt.

Um der Entstehung der Gefahrensituation in Zukunft zu begegnen werden Systeme benötigt, die die räumlich-zeitliche Gesamtsituation in einer Form darstellen, die intuitiv verständlich ist, d.h. minimalen kognitiven Aufwand erfordert. Weiterhin soll das Situationsbewusstsein

des Piloten in allen Flugphasen unterstützt und verbessert werden, wobei das System kompatibel mit den verschiedenen Regel- und Überwachungsaufgaben des Piloten sein soll.

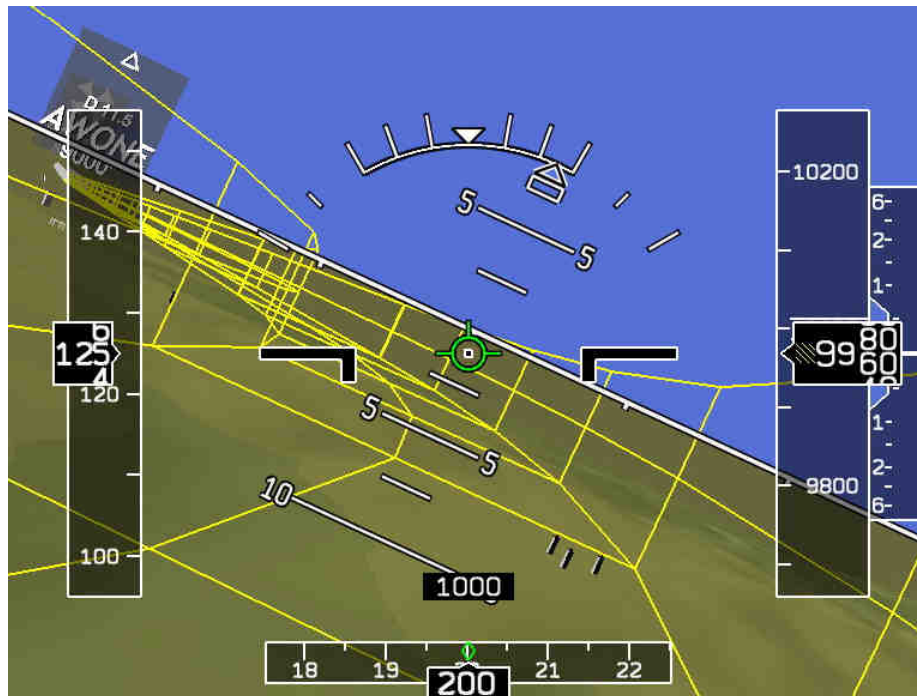


Abbildung 1.4.: Perspektivische Darstellung des Soll-Flugpfades im PFD (aus [Sin05])

Als ein geeignetes System wird unter anderem der Luftfahrtindustrie empfohlen, die Entwicklung von solchen synthetischen Sichtsystemen verstärkt zu verfolgen, die wie in Abbildung 1.4 dargestellt in der Lage sind, Flugpfade entweder ausschließlich oder zusammen mit einer kompletten synthetischen Abbildung der Umgebung dreidimensional anzuzeigen [Dan99].

Eine perspektivische Flugpfadanzeige ist eine bildliche Darstellung der zu fliegenden Trajektorie in einer synthetischen dreidimensionalen Welt ähnlich zu und kompatibel mit der realen Welt. Sie ermöglicht die Interpretation der momentanen Flugsituation in Relation zur Soll-Trajektorie durch die räumliche Darstellung dieser Situation. Außerdem wird die direkte räumliche Ausrichtung von Position, Lagewinkel und Bewegung relativ zu einer fixen Orientierungshilfe – der dargestellten Trajektorie – ermöglicht. Der räumlich-zeitliche Soll-Flugzustand bezüglich der Umgebung wird in einer Art und Weise wiedergegeben, die der natürlichen Wahrnehmung dieser Umgebung entspricht [Mul99]. Auch das Rekonstruieren des aktuellen Flugzustandes in Bezug auf die Soll-Trajektorie mit Hilfe der Interpretation mehrerer zweidimensionaler Anzeigen wird abgelöst durch eine Darstellung, die dem Piloten auf einen Blick die nötigen Informationen bereitstellt. Die perspektivische Anzeige stellt numerische Informationen der aktuellen Aufgabe in einer integrierten Art und Weise visuell dar, die es ermöglicht, diese auch ohne Transformation visuell zu kontrollieren.

Die perspektivische Flugpfadanzeige scheint nicht nur in Bezug auf die Minimierung der Gefährdung und Unfallvermeidung des heutigen Luftverkehrssystems sinnvoll; gerade auch für aktuelle und künftige Entwicklungen bezüglich der Flexibilität im Luftverkehrsmanagement ist ein sinnvoller Einsatz denkbar. Durch die so genannte *Area Navigation* (RNAV) ist es beispielsweise möglich, unabhängig von bodengestützten Navigationseinrichtungen zu navigieren. Der Flug kann dabei innerhalb von vorgeschriebenen Genauigkeitstoleranzen entlang einer effizienten Trajektorie praktisch direkt zum Zielpunkt

geplant werden, ohne oft überlastete Standardflugrouten benutzen zu müssen. Zur Navigation wird dabei – neben eventuell installierten Inertialsystemen – auch das satellitengestützte GPS-System verwendet. Losgelöst von bodengestützten Einrichtungen können auch An- und Abflugverfahren flexibel gestaltet werden. Dies bietet vor allem unter den Gesichtspunkten der Staffelung, der Lärmreduzierung und der Hindernisfreiheit interessante Alternativen. Anflugverfahren können gekurvt um lärmsensible Gebiete oder bergiges Gelände in Flughafennähe geplant werden.

Eine Fortführung dieser Ansätze ist unter dem Begriff *Free Flight* bekannt [RTCA95]: auf Instrumentenflügen sollen die Piloten zu jeder Zeit die Freiheit bekommen, Flugpfad und -geschwindigkeit selbst zu wählen. Restriktionen durch die Flugsicherung beschränken sich dabei auf die Gewährleistung der Staffelung, das Ausschließen der Überlastung von Flughafenkapazitäten und das Vorbeugen eines Einfliegens in Flugbeschränkungszonen. Das *Free Flight* Konzept hat also zum Ziel, die Flexibilität des Sichtfluges mit der Sicherheit des Instrumentenfluges zu vereinen [Abb96].

Da heutzutage die Trajektorie eines Fluges an Bord des Flugzeuges durch das FMS geplant wird und somit nicht die geplanten Routen anderer Maschinen kennt, muss diese mit der Flugsicherung über Sprechfunk koordiniert werden. Aktuelle Entwicklungen auf dem Gebiet der *Communications, Navigation and Surveillance* (CNS) beschäftigen sich mit der globalen Abdeckung der Kommunikation und der Nutzung digitaler Datenverbindungen – so genannter *data links* – im internationalen Luftverkehr. Sobald diese Datenverbindungen zuverlässig zur Verfügung stehen, können die Bordsysteme und die Systeme der Flugsicherungen die Trajektorien nach den jeweiligen Wünschen und Restriktionen während eines Fluges verhandeln [Cou00]. Dieser Verhandlungsprozess hat die Erstellung der optimalen Trajektorien für alle Luftraumnutzer zum Ziel.

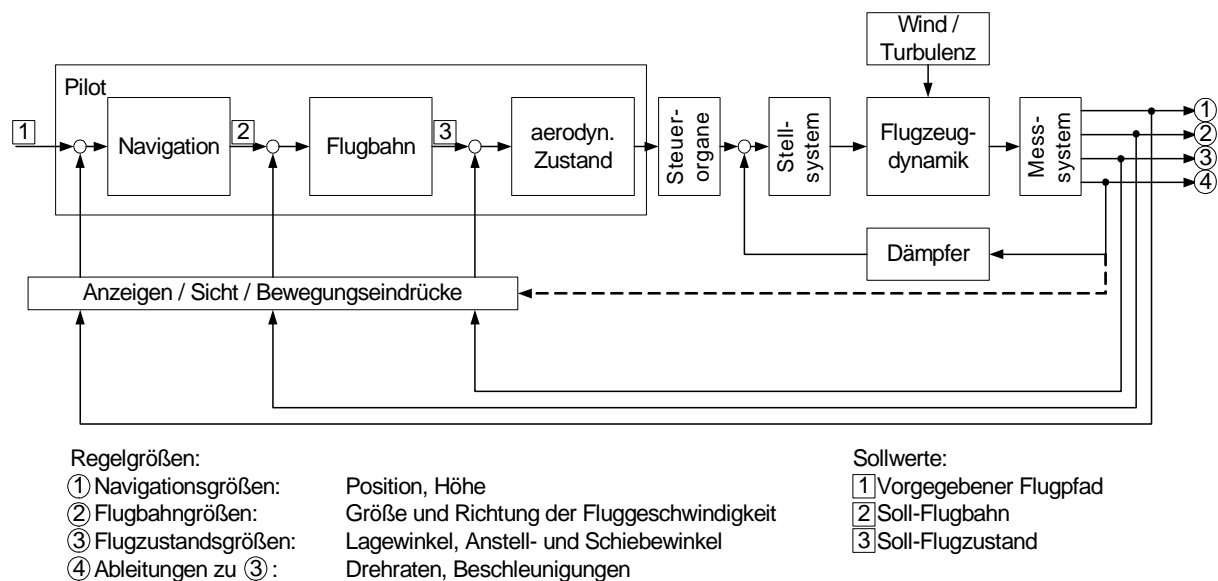


Abbildung 1.5.: Modell der Flugführungsaufgabe nach [Bro77]

Die erwähnten Veränderungen im Bereich der Navigation und der Interaktion zwischen Bordsystemen und Bodensystemen sind Teil des so genannten *Future Air Navigation System* (FANS), das seit 1991 von der internationalen Zivilluftfahrt-Organisation ICAO in Zusammenarbeit mit der Luftfahrtindustrie standardisiert wird. Es ist zu erwarten, dass die Planung einer Flugroute zunehmend flexibler und dynamischer ablaufen wird. Standardverfahren und Luftstraßen, wie sie heute auf Flugkarten veröffentlicht werden, werden an Bedeutung verlieren. Dementsprechend wird der Pilot weniger Zeit haben, sich auf

ein bestimmtes Verfahren vorzubereiten; außerdem kann sich der aktuelle zugeordnete Flugpfad aufgrund der Trajektorienverhandlung ändern.

Die perspektivische Anzeige des aktuell zugewiesenen Flugpfades stellt im Vergleich zu den heutigen Anzeigen eine Verbesserung der Mensch-Maschine Schnittstelle dar. Sie ermöglicht es, die Konsequenzen der Trajektorienverhandlung schnell und intuitiv zu erfassen und unterstützt die Besatzung darin, die zugewiesene Trajektorie entweder manuell oder den automatischen Flug überwachend abzufliegen.

Perspektivische Flugpfadanzeigen sind besonders in solchen Situationen sinnvoll, in denen der Pilot einen großen Anteil der Flugführungsaufgabe manuell durchführt. Abbildung 1.5 zeigt schematisch ein vereinfachtes Modell der allgemeinen Flugführungsaufgabe.

In modernen Flugzeugen kann der Pilot verschiedene Stufen des automatischen Fliegens wählen. Im vollautomatischen Flug werden Wegpunkte in das *Flight Management System* (FMS) einprogrammiert oder gespeicherte Flugverfahren aufgerufen. Der *Flight Management Computer* (FMC) erstellt daraufhin die optimale Flugtrajektorie und gibt entsprechende Kommandos an das *Auto Flight System* (AFS) – den Autopiloten – weiter. Der Autopilot regelt dann die Flugbahn ohne weitere Interaktion mit dem Piloten. Hierbei kommt der perspektivischen Flugpfadanzeige eine Überwachungsfunktion zu.

Falls der Pilot die Navigationsaufgabe übernimmt, erfolgt die Automatisierung eine Stufe tiefer. Über direkte Piloteneingaben der Richtungs- oder Bahnneigungswinkel bzw. der Vertikalgeschwindigkeit über die *Flight Control Unit* (FCU) steuert das AFS die weitere Flugführungsaufgabe. Bei dieser Art der Automatisierung stellt eine perspektivische Flugpfadanzeige neben der Überwachungsfunktion auch eine Führungsfunktion dar. Änderungen der Richtung oder Bahnneigung werden dem Piloten frühzeitig in einer intuitiven Form vermittelt; die Änderungen der Flugbahnwinkel können zur richtigen Zeit initiiert werden. Die oben erwähnten Nichtpräzisionsanflüge wären ein Beispiel für diesen Anwendungsfall.

Im manuellen Flug steuert der Pilot direkt den aerodynamischen Zustand, d.h. die Fluglagewinkel. Bei dieser Anwendung stellt die perspektivische Flugpfadanzeige fast ausschließlich eine Führungsfunktion dar. Die Ablagen zur Soll-Trajektorie oder kommende Änderungen der Flugbahnwinkel werden implizit dargestellt; Handlungen für den Piloten können direkt abgeleitet werden.

1.3. Motivation für die vorliegende Arbeit

Das Konzept der perspektivischen Flugpfadanzeige ist keineswegs neu. Einen guten Überblick über die Historie dieser Art von Darstellungen gibt [Mul99]. Demnach wurden Ideen zu kontaktanalogen Anzeigen schon vor und nach dem 2. Weltkrieg veröffentlicht. Mit der damaligen Technologie konnten die Konzepte und Ideen jedoch nicht sinnvoll implementiert und getestet werden. Dies änderte sich mit der fortschreitenden Entwicklung analoger und digitaler Rechner in den späten 1960er Jahren, die die erfolgreiche Implementierung und Demonstration verschiedener perspektivischer Anzeigen im Cockpit ermöglichte. Diese Studien beschäftigten sich mit den Grundlagen der dreidimensionalen Anzeige von Soll-Trajektorien und führten zu wichtigen Erkenntnissen für die nachkommenden Arbeiten. Gegen Ende der 1980er Jahre wurden leistungsstarke Graphikrechner für eine zunehmende Anzahl an Nutzern zugänglich; außerdem wurde 1992 mit der plattformunabhängigen Programmierschnittstelle *OpenGL* ein Standard für die Entwicklung von 3D-Computergraphik definiert. Dies führte zu einem starken Anwachsen der Forschungsaktivitäten auf dem Gebiet der perspektivischen Flugpfadanzeige in den 1990er Jahren. Die durchgeführten Arbeiten und Evaluierungen legen nahe, dass mit dieser

Art der Darstellung des zugewiesenen Flugpfades ein verbessertes Situationsbewusstsein geschaffen werden kann (zum Beispiel [BHV95] [DGE92] [Wil00]), komplexe, gekurzte Präzisionsanflüge manuell mit einer zum automatischen Flug vergleichbaren Genauigkeit durchgeführt werden können (zum Beispiel [GRH80] [WBS03] [BMS04]), ohne die mentale Arbeitsbelastung des Piloten nennenswert zu erhöhen (zum Beispiel [BHV95] [DGE92] [WBS03]). Neuere Studien beleuchten zunehmend Detailspekte und beschäftigen sich beispielsweise mit der Integration der vierten Dimension – also der Geschwindigkeit – in der dreidimensionalen Anzeige [Dij04], dem Anfliegen bzw. Wiederanfliegen des zugewiesenen Pfades [Ver05] oder der verbesserten Berechnung des Übergangs zwischen Geraden- und Kurvensegmenten [Bra04]. Den Ergebnissen der Studien zufolge scheint die perspektivische Flugpfadanzeige ein vielversprechender Kandidat zu sein, ein integraler Bestandteil von Flugführungsanzeigen der nächsten Generation zu werden.

Trotz der relativ großen Anzahl an Untersuchungen gibt es weiterhin Aspekte der Berechnung und Darstellung der Soll-Trajektorien, die weiterer Forschung bedürfen. Außerdem eröffnet die anhaltende Weiterentwicklung der Computer- und Graphikhardware neue Möglichkeiten, die graphische Mensch-Maschine-Schnittstelle zu verbessern. Neue Studien beschäftigen sich darüber hinaus mit dynamischen, am jeweiligen Anwendungsfall orientierten Anzeigeformaten für dreidimensionale Flugpfadanzeigen. Erkennbar ist weiterhin die Integration zusätzlicher Anzeigeelemente, die die eigentliche Flugpfadanzeige in ihrer Funktion zunehmend degradieren.

Eine Entwurfsgrundlage der vorliegenden Arbeit ist es daher, die benötigten Informationen sinnvoll in der dreidimensionalen Flugpfadanzeige zu integrieren. Im Folgenden sind die Punkte aufgeführt, die im Rahmen dieser Arbeit beleuchtet werden sollen.

1.3.1. Kurveneinleitung und Kurvenflug

Schon in einer der ersten Grundlagenarbeiten zu perspektivischen Flugpfadanzeigen wurde gezeigt, dass der Übergang zwischen geraden Segmenten und Kurven kritisch ist und zu Problemen führen kann [Gru84]. Bei der Kurveneinleitung handelt es sich um ein flugmechanisch instationäres Manöver. Das Hauptproblem hierbei ist, den vorgegebenen (Zeit-)Punkt zur Einleitung der Kurve zu erkennen und den Rollvorgang entsprechend einzuleiten. Dieses Problem wurde vor allem bei älteren – jedoch auch noch bei fast allen aktuellen – Systemen dadurch verstärkt, dass der Übergang zwischen der Geraden und der Kurve in der Berechnung komplett vernachlässigt wurde. Bei dieser systematisch falschen Berechnung schließt der Kreisbogen direkt an ein gerades Segment an; die Bahnkrümmung und somit der Soll-Rollwinkel weist eine Diskontinuität auf. Der Pilot findet sich nun in einem Dilemma: selbst wenn er den berechneten Übergang zwischen Gerade und Kreisbogen erkennt, wird er aufgrund der fehlerhaften Kalkulation zu einem Zeitpunkt den dargestellten Flugpfad verlassen. Beginnt er die Einleitung der Kurve am berechneten Punkt, erreicht er den Soll-Radius erst nach dem Rollvorgang und bewegt sich somit zum Kurvenäußeren. Versucht er, dieses Problem vorausschauend zu antizipieren, muss er vor dem Ende des geraden Segmentes mit dem Rollvorgang beginnen und verlässt dabei den dargestellten Soll-Pfad zum Kurveninneren [MV06].

In neueren Studien wurden realistischere Berechnungsverfahren für die Kurveneinleitung entwickelt und untersucht [Bra04] [SMB06b]. Dies führte nur teilweise zu den gewünschten Verbesserungen des Rollvorganges. Außerdem wurde versucht, mit zusätzlichen zweidimensionalen Anzeigeelementen die Kurveneinleitung zu verdeutlichen [SMB06b] [PAK04]. Dies führte in beiden Studien zu einer verbesserten Genauigkeit des Kurveneinleitvorganges, jedoch zu dem Preis, dass die Flugpfadanzeige ihre Funktion als Führungsanzeige fast vollständig eingebüßt hat [PAK04]. Weiterhin zeigen die Ergebnisse

aus [SMB06b], dass unabhängig von den Berechnungsparametern während des Kurvenfluges – einem an sich stationären Flugabschnitt – viele Änderungen des Rollwinkels ausgeführt werden.

Im Rahmen dieser Arbeit soll untersucht werden, inwieweit es möglich ist, die Kurvenein- und -ausleitung als integralen Bestandteil der perspektivischen Flugpfadgeometrie zu verdeutlichen. Außerdem soll geprüft werden, wie die Korrekturen während des Kurvenfluges effektiv minimiert werden können.

1.3.2. Adaptive Flugpfaddarstellung

Eine Gefahr von synthetischen Sichtanzeigen besteht darin, durch die verschiedenen integrierten Bestandteile die Aufmerksamkeit des Piloten stark auf diese Anzeige zu lenken und andere Anzeigen oder die Sicht nach außen zu vernachlässigen. Gerade die perspektivische Flugpfadanzeige, die ja für die primäre Aufgabe der Flugzeugführung verwendet wird, scheint hier auffällig stark die Aufmerksamkeit auf sich zu lenken. Verschiedene Studien belegen dies [TW04] [SMB06b], wobei bei letzterer die Piloten häufig Rollwinkel über der Begrenzung einnahmen um innerhalb des dreidimensional dargestellten Flugpfades zu bleiben. Auch die Behörden sind sich dieser Problematik bewusst. In dem Rundschreiben *Advisory Circular (AC) 23-26* der FAA, welches einen ersten Schritt in Richtung Zertifizierung von perspektivischen Flugpfadanzeigen darstellt, werden häufig Bedenken zum Ausdruck gebracht, dass diese Art der Anzeige die Aufmerksamkeit zu sehr auf sich lenkt [FAA05a]. Zusätzlich zu der starken Aufmerksamkeitszuwendung besteht die Gefahr, dass durch eine zu starke Akzentuierung der Flugpfaddarstellung andere wichtige Elemente des SVS in den Hintergrund geraten oder ganz verdeckt werden. Die Überfrachtung einer Anzeige wird in diesem Zusammenhang häufig *Clutter* genannt.

Neuere Forschungsarbeiten und Untersuchungen der NASA haben diese Punkte behandelt. Dabei wurde ein Anzeigeformat entwickelt, das die Flugpfadgeometrie dynamisch am Anwendungsfall orientiert [PAK04]. Untersuchungen einer Re-Implementierung des NASA-Formates an der TU Darmstadt konnten die positiven Ergebnisse nicht stützen [SMB06b]. Da der Ansatz einer adaptiven Flugpfaddarstellung abhängig vom jeweiligen Anwendungsfall jedoch generell viel versprechend ist, ist es ein Ziel dieser Arbeit, weitere Überlegungen dazu anzustellen.

1.3.3. Modulare Software für den Forschungssimulator der TU Darmstadt

Wie oben erwähnt beschäftigt sich eine Vielzahl an Institutionen und Forschungseinrichtungen mit dem Thema der perspektivischen Flugpfadanzeige. Häufig werden dabei anerkannte Ergebnisse und Empfehlungen früherer Arbeiten nicht entsprechend übernommen. Auch im Forschungssimulator des Instituts für Flugsysteme und Regelungstechnik (FSR) der TU Darmstadt (TUD) sind perspektivische Flugpfadanzeigen integriert, die allerdings nicht dem aktuellen Forschungsstand entsprechen.

Eine weitere Motivation zu dieser Arbeit ist demnach die Entwicklung einer Software zur perspektivischen Flugpfadanzeige, die im Forschungssimulator der TU Darmstadt integriert werden soll. Dabei sollen zum einen grundlegende Erkenntnisse umgesetzt werden, zum anderen soll die Software modular aufgebaut werden, um kommende eventuelle künftige Arbeiten auf diesem Gebiet schnell und flexibel umsetzen zu können.

1.4. Struktur dieser Arbeit

Ausgehend von der in Kapitel 1 erläuterten Motivation und Zielsetzung dieser Arbeit, wird in Kapitel 2 eine Übersicht über die Grundlagen der visuellen Wahrnehmung, perspektivischer

Anzeigen und des Abfliegens von Soll-Trajektorien gegeben. Weiterhin werden die Inhalte und Ergebnisse ausgewählter Forschungsarbeiten zum Thema der perspektivischen Darstellung von Nominal-Trajektorien reflektiert und einige kommerzielle Umsetzungen exemplarisch vorgestellt.

Kapitel 3 beschäftigt sich mit der Konzeption einer verbesserten perspektivischen Flugpfadanzeige. Dazu werden zuerst relevante Anwendungsfälle für unterschiedliche Darstellungsformate identifiziert sowie allgemeine Parameter der graphischen Darstellung von Flugpfaden benannt. Weiterhin werden Konzepte für adaptive Anzeigeformate beschrieben. Neue Konzepte zur Minimierung von Problemen im Bereich der Kurvenerin- und -ausleitung und des Kurvenfluges sind ebenfalls in Kapitel 3 zu finden. Abschließend werden neuartige Verfahren zur Darstellung großer Sichtwinkel in synthetischen Sichtsystemen vorgestellt.

Aufbauend auf den in Kapitel 3 formulierten Konzepten erfolgt in Kapitel 4 die Beschreibung der Realisierung und softwaretechnischen Umsetzung. Dabei wird die Architektur einer im Rahmen der Arbeit implementierten, modularen Programmbibliothek zur perspektivischen Anzeige von Trajektorien dargestellt. Außerdem wird die graphische Umsetzung der non-planaren Projektion erläutert.

Das nachfolgende Kapitel 5 beschreibt die Integration der realisierten Software in die Simulationsumgebung des Instituts für Flugsysteme und Regelungstechnik an der TU Darmstadt. Anschließend werden die umfangreichen Evaluierungen ausgewählter Konzepte im Forschungssimulator des Instituts durch Berufspiloten dargestellt.

Die Arbeit schließt mit einer Zusammenfassung sowie dem Ausblick auf künftiges Forschungspotenzial in Kapitel 6.

2. Grundlagen und Stand der Forschung und Entwicklung

2.1. Visuelle Wahrnehmung

Die Kenntnis über die Aufnahme, Wahrnehmung und Verarbeitung visueller Informationen ist eine Voraussetzung für den Entwurf von Anzeigen unter ergonomischen Gesichtspunkten. Nach einem kurzen Überblick über MARRS Theorie zur Objektwahrnehmung werden im Folgenden einige für die vorliegende Arbeit relevante, grundlegende Aspekte der Physiologie des Sehens und der psychologischen Komponenten der visuellen Wahrnehmung ausgeführt.

2.1.1. MARRS Theorie zur Objektwahrnehmung

Der englische Psychologe, Informatiker und Mathematiker David MARR gilt als einer der Begründer der Neuroinformatik und entwickelte ein Modell des Sehens dreidimensionaler Objekte als Informationsverarbeitung des Gehirns, das nach den Prinzipien der elektronischen Datenverarbeitung eines Computers funktioniert. Hintergrund der Theorie ist die Annahme, dass das menschliche Wahrnehmungssystem eine vom Blickwinkel unabhängige Objektrepräsentation ableitet, obwohl die visuelle Reizkonfiguration dreidimensionaler Objekte stark vom Blickwinkel abhängt.

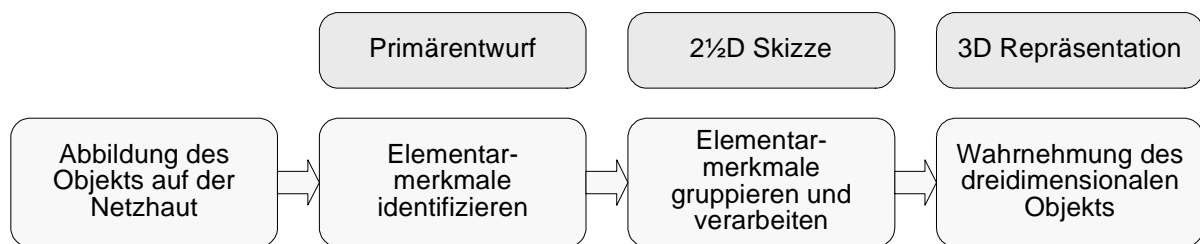


Abbildung 2.1.: MARRS Modell zur Objektwahrnehmung (nach [Mar82])

Das in Abbildung 2.1 dargestellte konstruktivistische Modell MARRS beschreibt einen stufenförmigen Verarbeitungsprozess der sich in drei Abschnitte gliedern lässt [Mar82]:

Primärentwurf (*Primal Sketch*): Der Verarbeitungsprozess des Primärentwurfes hat das retinale Bild, also die zweidimensionale Abbildung der Außenwelt als Helligkeits- und Farbinformation auf der Netzhaut als Ausgangspunkt. Ziel des Primärentwurfes ist die Identifikation von Elementarmerkmalen wie Konturen und Kanten des Gesamtbildes. Nach MARR lässt sich der Primärentwurf in die folgenden Subprozesse unterteilen:

Grober Primärentwurf (*Raw Primal Sketch*): Das retinale Bild wird in verschiedene Helligkeitsgrade, Farben, Flecken und Linien zerlegt. Dies erfolgt über die Analyse von Unterschieden der Helligkeit und der Farben. Abrupte Änderungen der Intensität gehen laut MARR mit den Konturen eines Objektes einher. Das Ergebnis des groben Primärentwurfes ist demnach eine Beschreibung der Elementarmerkmale, die allerdings in ungeordneter Form vorliegt.

Vollständiger Primärentwurf (*Full Primal Sketch*): Die Elementarmerkmale des groben Primärentwurfes werden auf der Stufe des vollständigen Primärentwurfes zueinander in Beziehung gesetzt bzw. zu Globalstrukturen gruppiert. Diese Organisation von Elementen zu Einheiten folgt den so genannten Gestaltungsgesetzen der Wahrnehmungsorganisation, auf die in Abschnitt 2.1.4 eingegangen wird.

2 1/2 D Skizze (*2 1/2 D Sketch*): Durch die Kombination beider retinalen Bilder werden die Globalstrukturen des Primärentwurfes unter den Gesichtspunkten der räumlichen Tiefe und Orientierung verarbeitet. Dabei entstehen orientierte Flächen mit Richtungszuweisungen, die

ein erstes grobes Modell der dreidimensionalen Welt darstellen. Die resultierende Reizstruktur ist subjektzentriert, d.h. abhängig vom Blickwinkel des Betrachters.

3D Repräsentation (3D Representation): Beim letzten Verarbeitungsprozess wird die subjektzentrierte Reizstruktur der 2½D Skizze in ein objektzentriertes Modell umgewandelt. Dazu wird aus der gegebenen Reizstruktur ein objektzentriertes Koordinatensystem abgeleitet. Dies geschieht durch die Identifikation der Hauptachsen der Gesamtstruktur sowie aller Teilobjekte. Die Lage der Achsen zueinander ergibt eine Struktur, die als dreidimensionales Gerüst der räumlichen Anordnung von elementaren Körpern interpretiert wird [Bre98]. Das abgeleitete dreidimensionale Modell wird dann mit im Gedächtnis gespeicherten Objektmodellen verglichen. Wenn dabei eine Übereinstimmung eintritt wird das Objekt erkannt. Die Identifikation des Objekts ist unabhängig von der Betrachtungsperspektive, da die Hauptachsen des Objektes über die Blickwinkel invariant sind. Trotzdem kann sich für ungewöhnliche Perspektiven der Zeitaufwand für die Ableitung des dreidimensionalen Modells erhöhen [Mar82].

2.1.2. Gesichtswahrnehmung

Unter dem Gesichtsfeld versteht man den Bereich, der bei ruhendem Kopf und fixiertem Auge wahrgenommen werden kann. Der leistungsfähigste Bereich der Netzhaut liegt in der Mitte, der so genannten Makula. Hier ist die Dichte der Sehzellen am größten, was die größtmögliche Schärfe und Farbtiefe der Abbildung ermöglicht. Der Bereich des schärfsten Sehens, die Fovea, ist ein Teil der Makula. Zu den Randbereichen hin nehmen die Schärfe der Abbildung und die Farbwahrnehmung relativ schnell ab; Bewegung und Lichtreize werden hingegen auch dort gut wahrgenommen.

Die Gesichtsfeldgrenzen sind anatomisch bedingt unterschiedlich und nehmen mit zunehmendem Alter ab. Die Angaben über die Gesichtsfeldgrenzen bei beidäugigem Sehen divergieren in der Literatur. Nach DIN 33414 Teil 1 beträgt das Gesichtsfeld für Hellreize horizontal $\pm 90^\circ$ und vertikal $\pm 60^\circ$. Das optimale Gesichtsfeld, in dem beidäugiges Farb- und Scharfsehen möglich ist, beträgt nach DIN 33414 Teil 1 sowohl horizontal als auch vertikal $\pm 15^\circ$ bezogen auf die Sehachse [DIN87].

Als Blickfeld wird gegenüber dem Gesichtsfeld der Raum gezeichnet, der bei ruhendem Kopf und bewegten Augen wahrgenommen werden kann. Die maximale Ausdehnung beträgt horizontal etwa $\pm 120^\circ$ und vertikal ungefähr $\pm 65^\circ$ [Sch58].

2.1.3. Kontrastsehen

Nach der DIN 5340 ist der physiologische Kontrast ein „durch die Reizverteilung bedingtes Phänomen, das beim Betrachten von Feldern nur ungleicher Leuchtdichte oder ungleicher Farbe auftritt und in einem Empfindlichkeitsunterschied besteht, der nicht der zeitlichen und örtlichen Reizverteilung auf der Netzhaut entspricht“ [DIN98]. Wird der Kontrast vornehmlich über einen Helligkeitsunterschied empfunden, handelt es sich um einen Helligkeitskontrast; bei Unterschieden im Farbton und/oder der Farbsättigung wird von einem Farbkontrast gesprochen [DIN98].

Das Wahrnehmen von Kontrasten trägt maßgeblich zu der in 2.1.1 beschriebenen Kantendetektion des Primärentwurfs bei. Geringe Kontraste können den Wahrnehmungszeitraum verlangsamen, während zu hohe Kontraste zu einer Kontrastblendung führen können. Über die Wahl des Kontrastes kann die Wahrnehmung von Objekten eines Bildes und somit die Aufmerksamkeit des Betrachters maßgeblich beeinflusst werden, da Kanten mit großen Kontrasten häufiger fixiert werden als kontrastarme [Kau98]. Objekte mit hervorgehobener Bedeutung sollten demnach mit stärkerem Kontrast dargestellt

werden. Hintergrundobjekte hingegen sollten mit geringerem Kontrast ausgestattet werden, um die Aufmerksamkeit nicht auf sich zu ziehen.

2.1.4. Gestaltgesetze der Wahrnehmungsorganisation

Die ab 1912 von den deutschen Psychologen WERTHEIMER, KOFFKA und KÖHLER formulierten Gestaltgesetze beschreiben, wie die Interpretation optisch-visueller Eindrücke nach der Kantendetektion des Primärentwurfs abläuft und daraus zusammenhängende Flächen oder Objekte aufgebaut werden. Ihre Kenntnis ist für die Gestaltung von Bedienoberflächen (Displays, Bildschirmmenüs, etc.) von herausragender Bedeutung [Sch93]. Je nach Autor schwankt die Zahl der mittlerweile formulierten und nachgewiesenen Gestaltgesetze zwischen vier und etwa hundert. Die wichtigsten und am häufigsten erwähnten seien hier genannt [Sch93] [And95] [Met75].

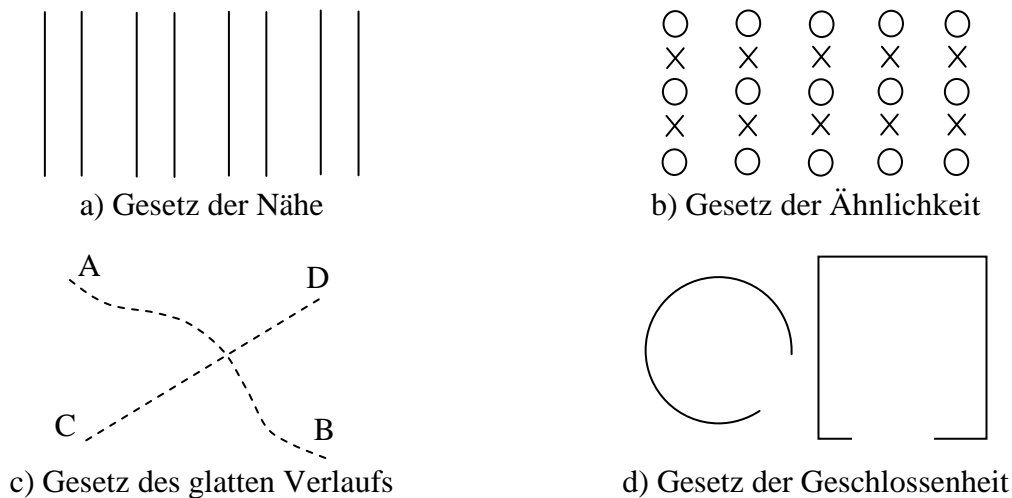


Abbildung 2.2.: Veranschaulichung der Gestaltgesetze (nach [And95])

Gesetz der Nähe: Objekte in räumlicher Nähe zu einander organisieren sich oft zu Einheiten. Die Linien in Abbildung 2.2a) werden als vier Linienpaare wahrgenommen anstatt als acht einzelne Linien.

Gesetz der Ähnlichkeit: Ähnlich aussehende Objekte werden bevorzugt zu einer Gruppe zusammengefasst. Obwohl der senkrechte Abstand der Element in Abbildung 2.2b) kleiner ist als der waagrechte, besteht die Tendenz, die Anordnung als fünf Zeilen wahrzunehmen anstatt sie als Spalten zu sehen.

Gesetz des glatten Verlaufs: Linien werden so zu Objekten zusammengefasst, dass deren Verlauf möglichst glatt ist, d.h. der Krümmungsverlauf möglichst stetig ist. In Abbildung 2.2c) werden meist die beiden Linien A-B und C-D erkannt, obwohl es keinen Grund gibt, warum die Skizze nicht ein anderes Linienpaar zeigen sollte.

Gesetz der Geschlossenheit und der guten Gestalt: Wahrgenommene Linien werden tendenziell so zu Objekten geordnet, dass geometrisch einfache, in sich geschlossene Objekte erkannt werden. Abbildung 2.2d) verdeutlicht dieses Gesetz.

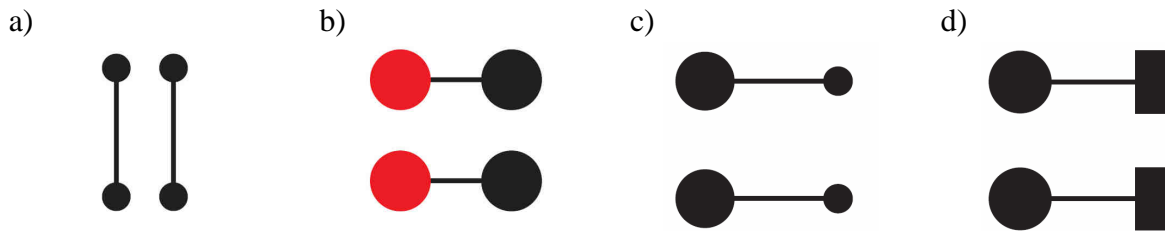


Abbildung 2.3.: Gestaltgesetz der Verbundenheit (aus [War04])

Die Gestaltgesetze sind im Laufe der Jahre um immer weitere Gesetze erweitert worden, wie beispielsweise die Gesetze der gemeinsamen Region, der Gleichzeitigkeit, der Symmetrie, des gemeinsamen Schicksals oder der Bedeutung und Vertrautheit. Erwähnenswert scheint das erst 1994 formulierte Gestaltgesetz der Verbundenheit [PR94]. Demnach werden miteinander verbundene Formen als Einheit wahrgenommen und setzen unter Umständen andere Gestaltgesetze außer Kraft. So illustriert Abbildung 2.3, dass die Einführung einfacher Verbindungslinien einen stärkeren Einfluss auf die Gruppierung von Objekten hat als etwa die Gesetze der Nähe (a), der Farbe (b), der Ähnlichkeit (c) und der Form (d).

2.1.5. Wahrnehmung räumlicher Tiefe

Die Wahrnehmung und das Erkennen der räumlichen Tiefe und Ausrichtung von Objekten ist der Kern des in Abschnitt 2.1.1 beschriebenen zweiten Verarbeitungsprozesses nach MARR. Die Fähigkeiten des Menschen, räumliche Tiefe zu erkennen beruht zum einen auf den physiologischen Eigenschaften des Sehens, zu einem großen Teil jedoch auch auf psychologischen Komponenten der visuellen Wahrnehmung. Nach GOLDSTEIN lassen sich die in Abbildung 2.4 dargestellten Hinweisreize des Tiefensehens unterscheiden [Gol02].

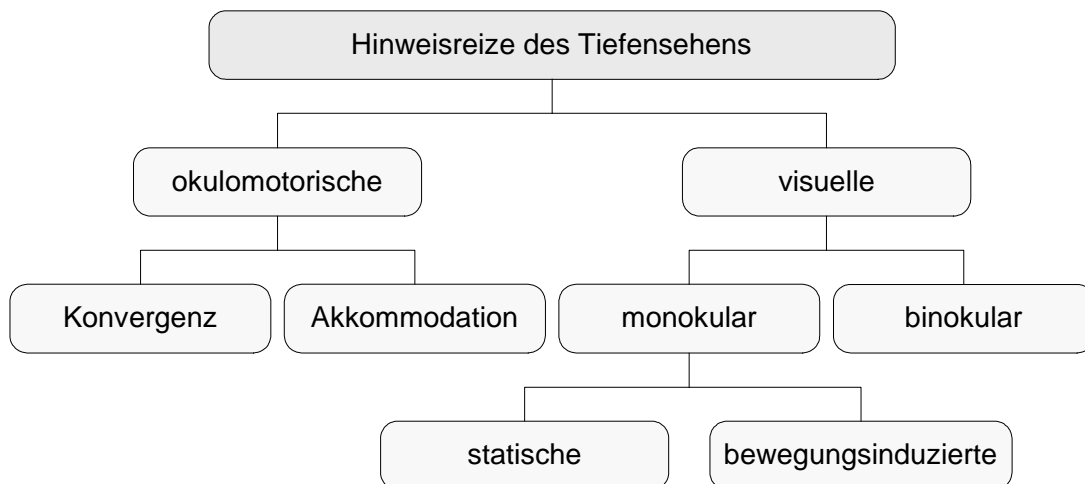


Abbildung 2.4.: Hinweisreize des Tiefensehens (nach [Gol02])

2.1.5.1. Okulomotorische Hinweisreize

Die okulomotorischen Hinweisreize betreffen die Beweglichkeit der Augenmuskeln. Dabei spielen zwei Arten der Muskelbewegungen eine Rolle bei der räumlichen Wahrnehmung. Zur optischen Fixierung eines Objektes konvergieren bzw. divergieren die Augen durch Anspannung bzw. Entspannung der Augenmuskulatur. Selbst ohne die Interpretation des retinalen Bildes ist das Gehirn durch diesen Konvergenz genannten Hinweisreiz in der Lage, die Muskelspannung als grobe Tiefeninformation zu deuten. Unter Akkommodation versteht man die Einstellung des Auges auf die Entfernung betrachteter Objekte [Sch93]. Durch die Kontraktion des ringförmigen Ziliarmuskels wird die Brechkraft der Augenlinse vergrößert.

Auch aus diesen Informationen kann das Gehirn Tiefeninformationen beziehen. Konvergenz und Akkommodation funktionieren nur im Nahbereich bis etwa 3 m und führen selbst in diesem kleinen Bereich nur zu sehr ungenauen Tiefenurteilen [Met75].

2.1.5.2. Visuelle Hinweisreize

Die visuellen Hinweisreize beziehen sich auf die Abbildungen auf der Retina, also auf das tatsächlich Gesehene und liefern bei weitem genauere Einschätzungen von räumlicher Tiefe als die okulomotorischen Hinweisreize. Hierbei wird zwischen binokularen und monokularen Tiefenschlüsseln unterschieden.

Binokulare Hinweisreize

Binokulare Hinweisreize resultieren aus der Tatsache, dass sich durch den Augabstand unterschiedliche Abbildungen auf der linken und der rechten Netzhaut abbilden. Wird ein Punkt von beiden Augen fixiert, so bildet sich dieser auf beiden Netzhäuten an korrespondierender Stelle ab. Für jede Fixierungstiefe existiert eine Fläche, deren Punkte sich auf korrespondierenden Netzhautstellen beider Augen abbilden. Diese Fläche wird Horopter genannt. Alle Punkte, die nicht auf dem Horopter liegen, werden auf den Netzhäuten an unterschiedliche Stellen projiziert: hierbei spricht man von einer Querdisparation. Das menschliche visuelle System ist in der Lage, die verschiedenen Beträge der Querdisparation als räumliche Tiefe zu interpretieren. Der durch binokulare Hinweisreize gewonnene Tiefeneindruck wächst mit dem Augabstand, nimmt aber mit der Betrachtungsentfernung ab [Sch93]. Außerdem stellt die Breite der Sehzellen eine Grenze für binokulare Tiefenwahrnehmung dar [Met75]. Die Querdisparation liefert bis zu einer Entfernung von etwa 50 m einen wichtigen Beitrag zur räumlichen Wahrnehmung [Gol02]. Bei größeren Entfernungen zu Objekten mit gleichem Relativabstand verkleinert sich die Querdisparation zunehmend. So beträgt bei einer Entfernung von 500 m die Tiefenschwelle – also das Wahrnehmen eines Entfernungsunterschiedes – schon ungefähr 100 m [Met75].

Monokulare Hinweisreize

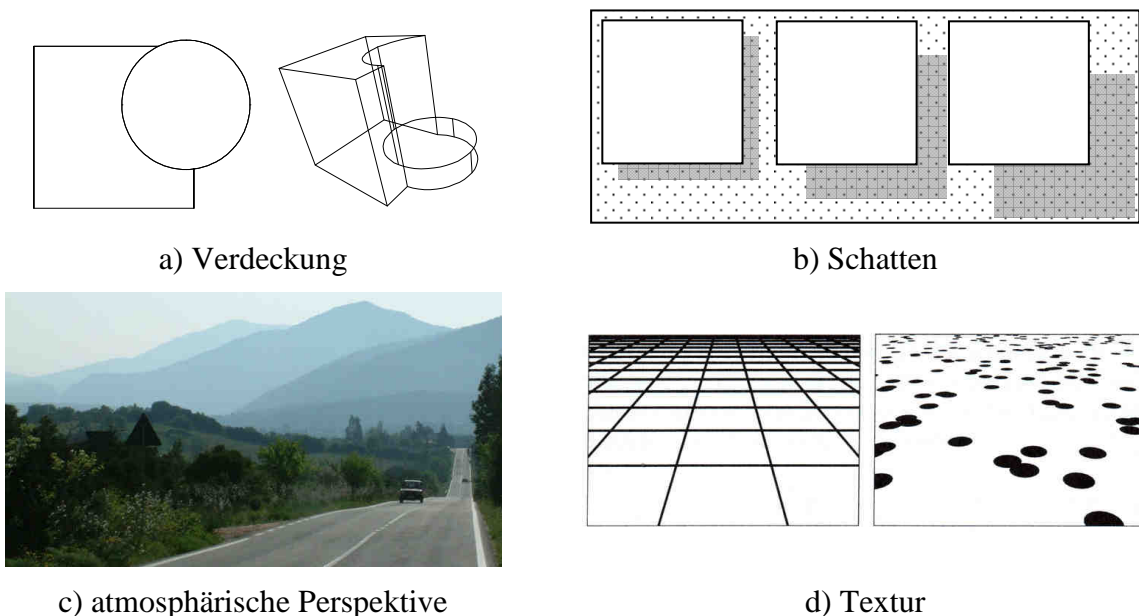


Abbildung 2.5.: Monokulare Hinweisreize des Tiefensehens (b) nach [Gol02], c) aus [Wik07], d) aus [Mal98])

Auch beim Sehen mit nur einem Auge kann der Mensch seine Umwelt aufgrund ihrer monokularen Tiefeninformationen als dreidimensionalen Raum interpretieren. Diese

Tiefenschlüssel sind Eigenschaften einer Szene und beruhen auf den natürlichen Seherfahrungen des Menschen und können damit als psychologische Komponenten des räumlichen Wahrnehmens angesehen werden [Kau98]. Die monokularen Hinweisreize lassen sich weiter unterteilen in statische und bewegungsinduzierte. Je nach Art des Reizes können sie im Gegensatz zu den vorher genannten die räumliche Wahrnehmung auch in sehr großen Entfernungen unterstützen.

Im Folgenden sind einige wichtige monokulare Tiefenschlüssel aufgeführt. Eine umfassendere Übersicht ist in [Met75], [Gol02], [Kau98] oder [Gib50] zu finden.

Verdeckung

Verdeckt ein Gegenstand ein anderes Objekt ganz oder teilweise wird dieser Gegenstand räumlich näher am Betrachter interpretiert. Das kreisförmige Objekt in Abbildung 2.5a) links scheint vor einem Quadrat zu liegen, obwohl die Objekte auch wie in Abbildung 2.5a) rechts illustriert in völlig anderer Relation zu einander stehen könnten. Werden dreidimensionale Körper als Gittermodell dargestellt, kann es leicht zu räumlichen Fehlinterpretationen kommen, da weiter entfernt liegende Kanten nicht verdeckt werden.

Größe

Die wahrgenommene Größe eines Objektes an sich beeinflusst die räumliche Wahrnehmung. So werden größere Objekte als näher am Betrachter interpretiert als kleine Gegenstände. Bei Objekten, deren absolute Größe aus der Erfahrung bekannt ist, wird der Tiefeneindruck aufgrund der abgebildeten Größe zusätzlich verstärkt. Objekte, von denen nur bekannt ist, dass sie gleiche absolute Größe besitzen, können aufgrund der relativen Größe der Abbildung in räumliche Relation zu einander gesetzt werden, wobei die Einschätzung der Entfernung zum Betrachter aus anderen Hinweisreizen geschlossen werden muss.

Schatten

Der Schatten, den ein Gegenstand aufgrund von Beleuchtung auf einen anderen Körper wirft, ist ein wichtiger monokularer Tiefenschlüssel. Je nach Größe und Position des Schattenwurfes kann die relative Position von verschiedenen Objekten zueinander ermessen werden. Das rechte Quadrat in Abbildung 2.5b) erscheint einzig aufgrund der Position des Schattens weiter vom Untergrund entfernt zu liegen, da alle anderen Größen gleich sind.

Geometrische Perspektive

Bei der Projektion eines Bildes auf die Netzhaut handelt es sich um eine perspektivische Projektion (siehe Abschnitt 2.2.1). Dabei werden parallel verlaufende Kanten im Allgemeinen so abgebildet, dass sie auf einen Fluchtpunkt zulaufen. Diese scheinbare Verringerung des relativen Abstandes vermittelt den Eindruck von räumlicher Tiefe [Kau98]. Die oben genannte Abbildungsgröße eines Objektes ist ebenfalls das Resultat der perspektivischen Projektion.

Die auf Abbildung 2.5c) erkennbaren Kanten der Straße verdeutlichen den Tiefenschlüssel der geometrischen Perspektive ebenso wie das Raster des gleichmäßigen Netzes in Abbildung 2.5d) links.

Atmosphärische Perspektive

Beim Betrachten großräumiger Szenerien wie zum Beispiel Landschaften, die sich über weite Entfernungen erstrecken, ist die so genannte atmosphärische Perspektive ein wichtiger Tiefenschlüssel. Durch Trübung der Luft erscheinen weit entfernte Objekte blasser und unschärfer als nähere. In perspektivischen Darstellungen kann der Tiefeneindruck durch Nachbildung der atmosphärischen Perspektive verbessert werden [Kau98]. Abbildung 2.5c) verdeutlicht den Effekt anhand einer Landschaftsaufnahme.

Textur

Die Textur einer Fläche kann einen wichtigen räumlichen Hinweisreiz darstellen. Dabei ist im Besonderen der Gradient der Textur ein prägnanter Tiefenschlüssel [Gib50]. Gleichmäßige, klar erkennbare Oberflächentexturen auf geneigten Flächen führen zu einer schnellen räumlichen Wahrnehmung. Abbildung 2.5d) veranschaulicht diese Erkenntnis: obwohl es sich bei der Darstellung um eine ebene Fläche handelt, führt der Gradient der Textur zum Eindruck von Tiefe. Texturlosen oder texturschwachen Objekten wie einer glatten Wasseroberfläche oder großen Sandflächen fehlt dieser Tiefenschlüssel. Oberflächentexturen sind auch ein wichtiges Element um Höhenabstände wahrnehmen zu können.

Bewegungsparallaxe

Bei diesem Tiefenschlüssel handelt es sich um einen bewegungsinduzierten monokularen Hinweisreiz. Das Verändern des Blickwinkels durch Bewegen des Kopfes führt zu einer Parallaxe der gesehenen Objekte vergleichbar mit einem binokularen Hinweisreiz. Die Bewegung führt dazu, dass die Abbildung naher Objekte sich schneller über die Retina bewegt als die Abbildung weiter entfernter Objekte [Gol02]. Anhand der aufeinander folgenden Abbildungen kann das visuelle System die Entfernung dieser Objekte einschätzen. Der Effekt der Bewegungsparallaxe tritt sowohl bei horizontalen und vertikalen Bewegungen als auch bei Längsbewegungen (Annäherung/Entfernung) des Betrachters auf.

2.1.6. Visuelle Bewegungswahrnehmung

Im Kontext der visuellen Bewegungswahrnehmung wird zwischen der afferenten, der efferenten und der gemischt afferenten-efferenten Wahrnehmung unterschieden [Gol02]. Bei der afferenten Bewegungswahrnehmung werden bei ruhendem Auge infolge der Bewegung eines Objektes nacheinander unterschiedliche Stellen der Netzhaut durch dasselbe Objekt gereizt was zum Wahrnehmen der Bewegung führt. Von efferenter Bewegungswahrnehmung wird gesprochen, wenn durch die visuelle Fixierung der Stimulus immer an derselben Stelle der Retina abgebildet wird, dem Gehirn aber gleichzeitig Meldungen über Bewegung der Augen- und/oder Hals- und Nackenmuskulatur gegeben wird, das Auge also dem bewegten Objekt nachgeführt wird.

Bewegt sich das gesamte Bild der Netzhaut, wird dies als Eigenbewegung interpretiert. Objektbewegungen entstehen dann, wenn sich nur Teile des gesamten Bildes verschieben oder wenn in einem sich verschiebenden Gesamtbild Ausschnitte auf der Netzhaut stationär bleiben [Gol02].

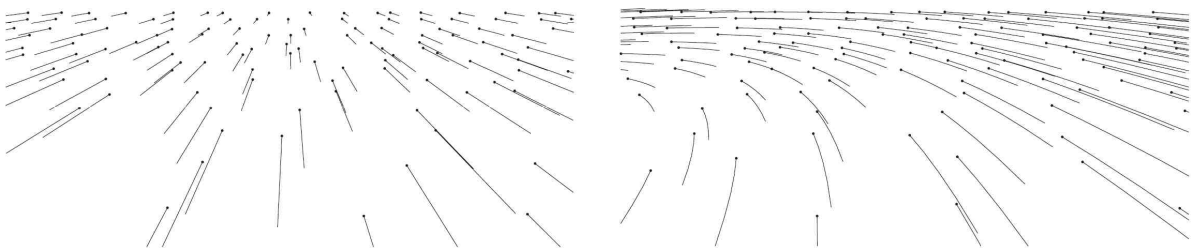


Abbildung 2.6.: Visuelle Flussfelder (aus [WW03])

Bei der Wahrnehmung von Bewegungen spielt die Netzhautperipherie eine wesentliche Rolle. Obwohl hier die Farbwahrnehmung und optische Schärfe gegenüber der Sehgrube stark reduziert, ist werden Lichtreize und Bewegungen hier stark wahrgenommen. Untersuchungen zeigen, dass das periphere Sehen die Wahrnehmung der Bewegung gegenüber dem zentralen Sehen dominiert [BDK73]. Ein plötzliches Auftauchen oder eine ruckartige Bewegung eines auf der Netzhautperipherie abgebildeten Objektes sowie Lichtreize veranlassen das menschliche visuelle System reflektorisch zu einem Abbruch der momentanen

Bildverarbeitung und zu einer schnellen Neuorientierung der Augen oder des Kopfes zur Fixierung des Objektes [Sch93] [UM82].

Die Richtung von Eigenbewegungen lässt sich anhand so genannter visueller Flussfelder identifizieren [Gib66]. Diese werden durch die sich dynamisch ändernden Sichtlinien zu Objekten erzeugt und beschreiben damit Geschwindigkeitsvektoren von Objekten und Kanten in einem zeitlichen Verlauf [Kau98]. Die wahrgenommenen Geschwindigkeitsvektoren sind eine Superposition von translatorischen und rotatorischen Flussfeldern. Abbildung 2.6 zeigt links ein translatorisches Flussfeld und rechts ein Flussfeld aus kombinierter translatorischer und rotatorischer Bewegung. In der linken Darstellung kann man leicht den so genannten Expansionspunkt ableiten, der die Richtung der Bewegung darstellt. Aus der Abbildung wird auch deutlich, dass bei einer Bewegung in Blickrichtung die Geschwindigkeitsvektoren am Rand der Abbildung – und damit auf der Netzhautperipherie – größer sind als im Zentrum.

2.1.7. Visuelle Wahrnehmung in der synthetischen Sicht

Bei der synthetischen Sicht im Rahmen dieser Arbeit handelt es sich um eine zweidimensionale, monoskopische Abbildung einer künstlichen Szenerie. Besonders die physikalischen Abmessungen und die fehlende Abbildungstiefe stellen bedeutende Limitierungen gegenüber der realen Sicht dar [Kau98].

Während stereoskopische Darstellungen durch die Generierung unterschiedlicher Abbildungen für beide Augen fast auf das komplette oben genannte Spektrum der räumlichen Hinweisreize zurückgreifen können, ist für die monoskopische Darstellung ausschließlich die Nutzung der monokularen Hinweisreize möglich. Bei der Konzeption der Darstellung ist es grundlegend, die oben beschriebenen Gestaltgesetze und monoskopischen Tiefenschlüssel zu berücksichtigen, um eine schnelle und intuitive Wahrnehmung der synthetischen Szene auch in Situationen hoher Arbeitsbelastung zu gewährleisten. Mit geeigneten Methoden der graphischen Datenverarbeitung lassen sich die Tiefenschlüssel korrekt wiedergeben oder gegebenenfalls betonen.

2.2. Perspektivische Anzeigen

2.2.1. Planare Projektion

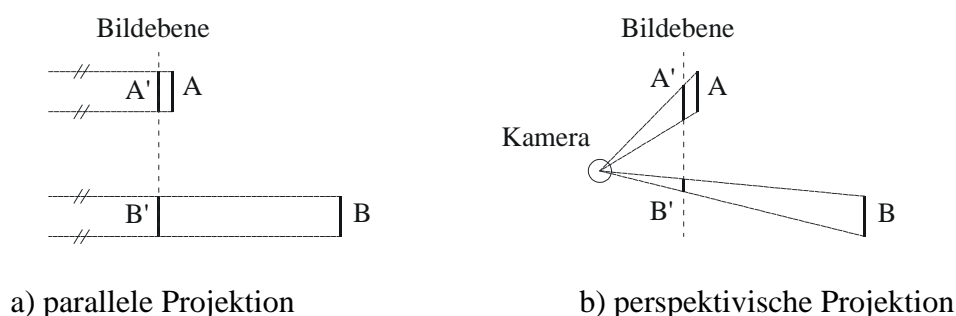


Abbildung 2.7.: Grundtypen der planaren Projektion

Unter einer Projektion versteht man die Abbildung von Punkten des dreidimensionalen Raumes auf Punkte einer gegebenen Fläche. Ist diese Fläche eben, spricht man von einer planaren Projektion. Es wird zwischen den beiden Grundtypen der parallelen Projektion und der perspektivischen Projektion unterschieden. Als so genannte Projektionsstrahlen werden die Verbindungslinien des Kamera- oder Augpunktes des Betrachters mit den Punkten im dreidimensionalen Raum verstanden. Der Schnitt der Projektionsstrahlen mit der Projektionsfläche definiert den Bildpunkt in der planaren Projektion [FDF97].

Bei der Parallelprojektion befindet sich der Augpunkt im Unendlichen, was dazu führt, dass alle Projektionsstrahlen parallel zur Projektionsrichtung sind und eine Parallelenschar bilden. Hierbei werden Objekte gleicher Größe (A und B in Abbildung 2.7) unabhängig vom Abstand zur Projektionsfläche auch in gleicher Größe abgebildet (A' und B'). Im Gegensatz dazu befindet sich der Kamerapunkt in der perspektivischen Projektion wie in Abbildung 2.7 illustriert im Endlichen. Dadurch entsteht ein von der Kamera ausgehendes Strahlenbündel. Weiter entfernt liegende Objekte gleicher Größe werden bei dieser Projektion verkleinert abgebildet [FDF97].

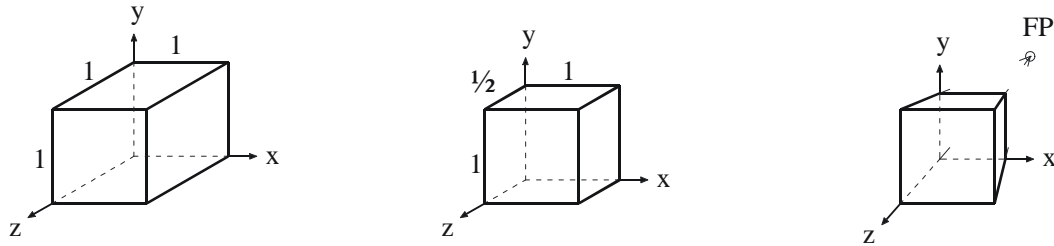


Abbildung 2.8.: Kavalier-, Kabinett- und perspektivische Projektion

In Abbildung 2.8 sind verschiedene Projektionen am Beispiel eines gleichseitigen Hexaeders mit der Kantenlänge 1 dargestellt. Bei der Kavalier- und Kabinettprojektion handelt es sich um so genannte schiefe Parallelprojektionen, da die Projektionsstrahlen nicht orthogonal zur Projektionsebene verlaufen. Bei der Kavalierprojektion werden alle Strecken, die normal auf der Bildebene stehen unverkürzt abgebildet; bei der Kabinettprojektion werden sie um die Hälfte verkürzt.

Außer Linien in der Projektionsfläche sind bei der perspektivischen Projektion alle Strecken längenverzerrt. Parallele Strecken laufen auf einen Fluchtpunkt (FP) zu, wobei dieser bei Strecken parallel zur Projektionsebene im Unendlichen liegt [FDF97]. Im PFD ist insbesondere die perspektivische Projektion Stimulus für die dreidimensionale Wahrnehmung der synthetischen Sicht [TW04].

2.2.2. Sichtwinkel

Eine Forderung an eine synthetische Sicht ist es, die relevanten Informationen auf die begrenzte Bildschirmfläche zu komprimieren und dabei einen Informationsverlust bzw. eine Informationsverfälschung zu vermeiden oder zu minimieren. Die Forderung nach der Darstellung eines möglichst großen Sichtbereiches und nach der ausreichenden Erkennbarkeit auf der limitierten Bildschirmfläche sind dabei gegenläufig [Kau98]. Die Wahl des Abstandes der Projektionsfläche vom Kamerapunkt und der daraus resultierende Sichtwinkel skalieren direkt diese beiden Faktoren. Im Gegensatz zur parallelen Projektion des ND, bei der die freie Selektierbarkeit der Größe des Kartenausschnittes notwendig ist, ist die Einstellung des Sichtwinkels (*Field of View*, FOV) bei der perspektivischen Projektion im PFD eine feste Größe. Eine Änderung des Sichtwinkels während des Fluges kann durch veränderte Größenverhältnisse zu schwerwiegenden Irritationen führen [Kau98].

Die Abhängigkeit der Tiefenwirkung vor allem der Geländedarstellung vom Sichtwinkel ist in [Kau98] beschrieben. Demnach erscheint durch die Stauchung der Abbildung die Umgebung bei zunehmendem Sichtwinkel flacher. Der Pilot sieht zwar einen größeren Umgebungsbereich, die Distanzen zu Objekten in der synthetischen Sicht erscheinen jedoch größer, da sie aufgrund der auftretenden Verzerrungen kleiner abgebildet werden. Bei kleinen Sichtwinkeln sind die Verzerrungen kaum bemerkbar; die Relationen der Darstellung erscheinen realistisch. Demgegenüber bilden kleine Sichtwinkel nur einen schmalen Bereich um die Projektionsnormale ab, was das Gesichtsfeld unrealistisch einschränkt [TW04].

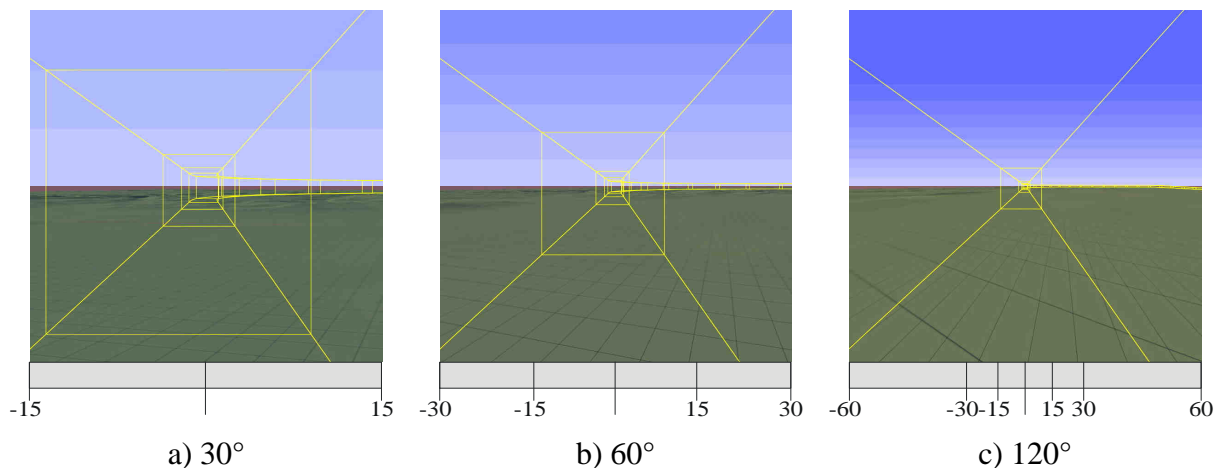


Abbildung 2.9.: Perspektivische Projektion mit unterschiedlichen Sichtwinkeln

Diese für die Geländedarstellung identifizierten Auswirkungen der Wahl des Sichtwinkels sind bei der perspektivischen Flugpfaddarstellung von zusätzlicher Relevanz, da die Entfernung zu den dreidimensionalen Elementen des Flugpfades (außer bei der Landung) deutlich geringer ist als zum Gelände. Abbildung 2.9 zeigt die perspektivische Projektion des Flugpfades in Abhängigkeit des Sichtwinkels. Alle Objekte befinden sich jeweils an derselben Position. Während bei einem Sichtwinkel von 30° das nächste Tunnelelement scheinbar unmittelbar durchflogen wird und die Kurve in kurzer Zeit erreicht wird, scheinen die Elemente bei einem Sichtwinkel von 120° deutlich weiter entfernt zu sein. Dagegen sieht man hier einen längeren Teil des zukünftigen Verlaufs der Soll-Trajektorie. Weiterhin führt die Verzerrung bei größeren Sichtwinkeln dazu, dass relative Bewegungen im Zentrum kaum erkennbar sind. Zu den Randbereichen hin scheinen die Elemente jedoch zu beschleunigen und sich mit höherer Geschwindigkeit zu bewegen.

Abbildung 2.10 links zeigt die geometrische Abhängigkeit der minimalen Sichtweite d_i eines Flugpfades der Breite b vom eingestellten Sichtwinkel α_i . Vorausgesetzt es herrscht keine vertikale oder horizontale Ablage zum Sollpfad und die Projektionsrichtung entspricht der Richtung des Flugpfades ergibt sich folgende Beziehung:

$$d_i = \frac{b}{2 \tan\left(\frac{\alpha}{2}\right)}. \quad (2.1)$$

Das Diagramm in Abbildung 2.10 rechts stellt den Verlauf der minimalen Sichtweite d bei veränderlichem Sichtwinkel α und verschiedenen Breiten der Flugpfadanzeige dar. Klar erkennbar ist der starke Anstieg der minimalen Sichtweite bei kleinen Sichtwinkeln. Für das in Abbildung 2.9 dargestellte Beispiel gelten bei einer Breite des Flugpfades von $b = 100$ m die minimalen Sichtweiten 186,6 m (30° FOV), 86,6 m (60° FOV) und 28,9 m (120° FOV). Bei einer Fluggeschwindigkeit von $V = 100$ m/s (~ 200 kn) schwanken die Zeiten, bei denen ein Element des Flugpfades das Sichtfeld verlässt zwischen 2 s und 0,3 s. Ein zu klein gewählter Sichtwinkel kann demnach dazu führen, dass ein Pilot verstärkt „in der Zukunft“ fliegt und damit Richtungs- oder Neigungswechsel des Flugpfades zu früh initiiert. Bei einem großen Sichtwinkel kann die aktuelle Längsposition innerhalb des dreidimensionalen Flugpfades besser erkannt werden, da die Elemente bis unmittelbar vor dem Passieren sichtbar bleiben. Nachteilig wirkt sich hingegen die Minimierung des Informationsgehaltes der zukünftigen Elemente aus.

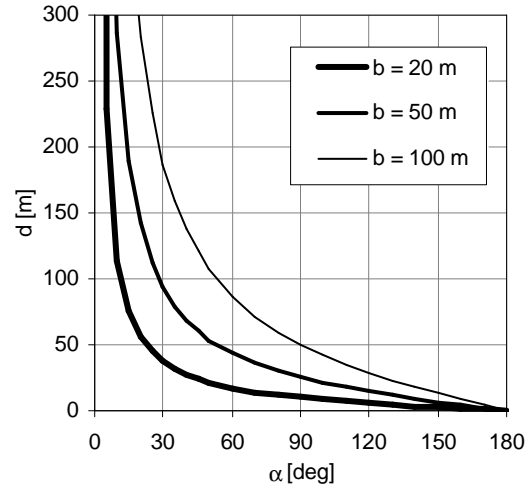
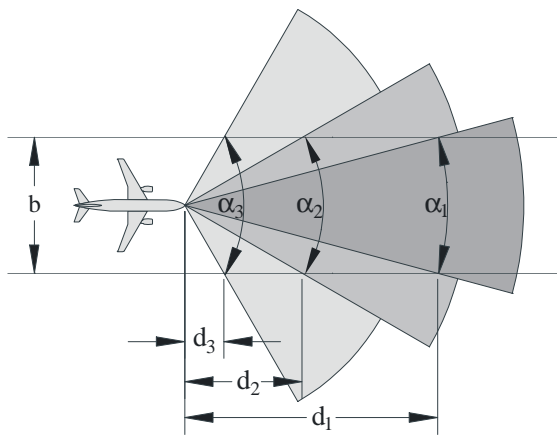


Abbildung 2.10.: Abhängigkeit von Sichtwinkel und minimaler Sichtweite des Flugpfades

Die gewählten Sichtwinkel von perspektivischen Projektionen im PFD werden in vielen Studien nicht explizit angegeben. Meistens bewegen sie sich aber im Bereich um 60° [Kau98] [TW04].

2.2.3. Abbildungsgröße

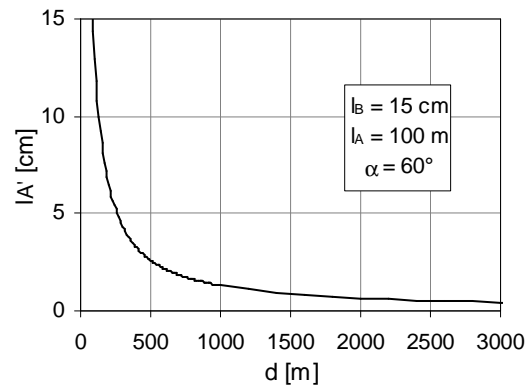
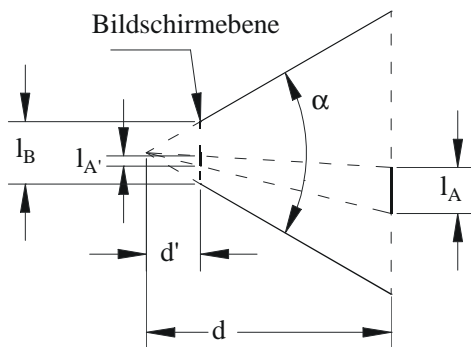


Abbildung 2.11.: Abbildungsgröße bei der perspektivischen Projektion

Die in Abbildung 2.11 links illustrierte Abbildungsgröße $l_{A'}$ eines Objektes der realen Größe l_A auf einem Bildschirm der Breite l_B in Abhängigkeit des Abstandes d zum Augapunkt ergibt sich nach folgender Beziehung.

$$\frac{l_{A'}}{d'} = \frac{l_A}{d} \quad \text{mit } d' = \frac{l_B}{2 \tan\left(\frac{\alpha}{2}\right)}$$

$$l_{A'} = \frac{1}{d} * \frac{l_A l_B}{2 \tan\left(\frac{\alpha}{2}\right)} \tag{2.2}$$

Abbildung 2.11 rechts verdeutlicht die hyperbolische Funktion der Abbildungsgröße in Abhängigkeit von der Entfernung eines Objektes der Größe 100 m auf einen Bildschirm mit einer Breite von 15 cm bei einem Sichtwinkel von 60°. Dabei wird klar, dass die dargestellte

Größe eines Objektes rasch mit der Entfernung abnimmt und sich asymptotisch gegen null annähert. Alle endlich weit entfernten Objekte wurden demnach theoretisch dargestellt.

2.3. Die Soll-Trajektorie

Jeder Flug nach Instrumentenflugregeln (*Instrument Flight Rules*, IFR) findet „kontrolliert“ statt, d.h. er muss mit den Flugsicherungsbehörden koordiniert werden. Die erste Aufgabe der Koordination ist es, einen beabsichtigten Flug anzumelden, also einen Flugplan aufzugeben. Dieser beinhaltet im Allgemeinen Angaben über den Start- und Zielflughafen sowie die Maschinenkennung und die geplante Anflugzeit. Die gewünschte Flugroute kann aber auch schon detaillierter angegeben werden und das Abflugverfahren (*Standard Instrument Departure*, SID), den Verlauf des Reisefluges und das Übergangsverfahren zwischen dem Reiseflug und dem Endanflug (*Standard Terminal Arrival Route*, STAR) beinhalten. Aufgrund der sich ändernden Wetter- und Verkehrssituation am Zielflughafen verfügt der Flugplan noch nicht über Informationen zum Anflugverfahren. Der Flugplan wird nach einer Prüfung und Vorhersage der Luftraumsituation während des Flugzeitraumes akzeptiert oder abgeändert. Eine aus geraden Segmenten zusammengesetzte Soll-Trajektorie liegt somit für einen Großteil des Fluges schon abstrakt vor.

2.3.1. Fliegen mit dem Autopilot

Danach verläuft der Flug eines Verkehrsflugzeuges entsprechend dem folgenden Ablauf [Bro01] [Wal06] [ICAO06]:

Start und Startsteigflug (*Take-off & Initial Climb*):

Der Pilot fährt die Maschine manuell von der Parkposition zur Startposition auf der zugewiesenen Startbahn. Auch das Beschleunigen und Abheben bis zur Stabilisierung der Längslage und der Fluggeschwindigkeit im Startsteigflug wird vom Piloten manuell gesteuert.

Steigflug (*Climb*):

Bei einer Höhe von etwa 90 m wird der Autopilot in die Betriebsart „Lagehaltung“ (*Attitude Hold*) geschaltet. Sofern das Flugzeug über einen automatischen Vortriebsregler (*Auto-Throttle*) verfügt, kann der Pilot die Betriebsart „Fahrhaltung“ (*Airspeed Hold*) aktivieren. Alternativ dazu können auch die Fahrt und die vertikale Geschwindigkeit (*Vertical Speed Hold*) als Vorgaben gewählt werden. Um den Steigvorgang zu begrenzen ist es in der Betriebsart *Altitude Acquire* möglich, dem Autopiloten die gewünschte Flughöhe zuzuweisen, wobei die Eingabe weit vor dem Erreichen der maximalen Steighöhe (*Top of Climb*, TOC) erfolgen kann. Als Steiggeschwindigkeit wird auch in dieser Betriebsart weiterhin die Vorgabe der vertikalen Geschwindigkeit benutzt. Abhängig von der Steiggeschwindigkeit beginnt der Autopilot etwa 60 m vor Erreichen der Soll-Flughöhe mit dem Abfangen und dem Austrimmen auf den neuen Flugzustand. Während des Fluges wird sich dieser Vorgang immer dann wiederholen, wenn der Pilot auf eigenen Wunsch oder durch Vorgabe eine neue Flughöhe von der Flugsicherung zugewiesen bekommt.

Reiseflug (*Cruise*):

Für die laterale Flugführung stehen dem Piloten im Wesentlichen zwei Betriebsarten zur Verfügung. Beim *Heading Hold* gibt der Pilot einen neuen Steuerkurs vor. In der Betriebsart *VOR Route* werden die Frequenz eines UKW-Drehfunkfeuers sowie der Winkel, unter dem der Sender angefliegen werden soll, selektiert. Der Autopilot steuert dann mit Hilfe eines Standardmanövers das Flugzeug auf den neuen Kurs bzw. die neue Standlinie. Dieses Verfahren kommt bei jeder Änderung der Flugrichtung zum Einsatz.

Abstieg und Standard-Anflugverfahren (*Descent & STAR*):

Während des Überganges vom Reiseflug zum Anflug auf den Zielflughafen werden die

Vorgaben für die Fluggeschwindigkeit und die Flughöhe vom Beginn des Abstieges (*Top of Descent*, TOD) bis zum Erreichen des Flughafennahbereichs mehrfach schrittweise reduziert.

Anflug und Landung (*Approach & Landing*):

Der Anflug wird dann entweder durch die Zuweisung eines Standardanflugverfahrens ab dem Anfangspunkt des Verfahrens (*Initial Approach Fix*, IAF) oder durch die direkte Angabe des Steuerkurses oder der Funkstationen durchgeführt, wobei der Pilot die jeweiligen lateralen Vorgaben an den Autopiloten weitergibt.

Im Falle eines Präzisionsanfluges selektiert der Pilot vor dem Erreichen der Anfluggrundlinie der anzufliegenden Landebahn die Frequenz des entsprechenden ILS-Senders. Ist der Empfang des Signals vorhanden schaltet der Pilot auf die Betriebsart *ILS-Capture*. Der Autopilot steuert das Flugzeug daraufhin beim Startpunkt des Endanfluges (*Final Approach Fix*, FAF) auf die ILS-Leitebene. Mit der Änderung des Bahnneigungswinkels schwenkt der Autopilot das Flugzeug auf die Gleitpfadenebene ein und stabilisiert es auf den ILS-Leitstrahl. Entsprechend ausgerüstete Maschinen können das automatische Landesystem benutzen, um auch das Abfangmanöver sowie das Abbremsen auf der Landebahn automatisch durchführen zu lassen. Der Rollvorgang von der Landebahn bis zur zugewiesenen Parkposition wird dann wieder manuell vom Piloten ausgeführt.

Fehlanflug (*Missed Approach*):

Sollte es während des Endanfluges zum Beispiel durch verschlechterte Sichtbedingungen, Systemprobleme oder die Luftraumsituation zu Komplikationen kommen, muss der Pilot aus eigener Entscheidung oder auf Anweisung der Flugsicherung den Anflug abbrechen und ein Fehlanflugverfahren (*Missed Approach*, MA) durchführen. Dieses beginnt in der Regel am Durchstartpunkt (*Missed Approach Point*, MAP). Die Anweisungen, um den Anflug erneut am IAF zu beginnen werden an den Autopiloten weitergegeben.

Diese Ausführung macht deutlich, dass in dieser Art des automatisierten Fliegens der Pilot der abstrakten Soll-Trajektorie – dem Flugplan – folgt, indem er Vorgaben an den Autopiloten macht und diese dann aktiviert. Der Zeitpunkt der Aktivierung und damit auch die räumliche Position der Einleitungen von vertikalen oder horizontalen Änderungen der Flugbahn liegen im Ermessensspielraum des Piloten.

2.3.2. Fliegen mit dem FMS

Seit der Einführung von *Flight Management Systemen* (FMS) in den 1980er Jahren werden die Bahnoptimierung und die Ablaufsteuerung des Autopiloten zusehends vom Bordrechner durchgeführt. Das FMS stellt eine Schnittstelle zwischen Navigationssystem, Flugregelungssystem und dem Piloten dar [Bro01], die im Laufe ihrer Entwicklung immer mehr Aufgaben in sich vereint. Der Pilot interagiert mit dem FMS über ein Rechnerterminal (*Control and Display Unit*, CDU) um Wegpunkte, Standard-Segmente oder Wetterinformationen einzugeben. Daraufhin berechnet das System parallel zum Flugplan der Flugsicherungsbehörde einen vereinfachten „Bordflugplan“ mit Vorausbestimmung von Treibstoffverbrauch und Ankunftszeiten. Während des Fluges können über die Schnittstellen zu den Navigationssensoren Ist-Position und -Zustand sowie Ablagen zum Soll-Flugpfad und relative Positionen zu Funkstationen bestimmt werden. Darüber hinaus überwacht das FMS während des gesamten Fluges die Flugleistung wie maximalen Schub oder optimale Flughöhe und -geschwindigkeit.

Mit Hilfe des vereinfachten Flugplanes, den Navigationsdaten und den Flugleistungsdaten kann das FMS dann eine 4D-Vorausberechnung der Flugbahn durchführen. Diese Vorausberechnung liefert Informationen über Treibstoffverbrauch und -reserve, Fluggeschwindigkeit und -höhe sowie die Zeit zum Erreichen eines Wegpunktes. Bei der 4D-

Vorausberechnung der Flugbahn werden auch die Vorgabewerte und Aktivierungszeitpunkte für den Autopiloten sowie dessen Betriebsarten bestimmt, die dann zu den entsprechenden Zeitpunkten an den Autopiloten weitergeleitet werden.

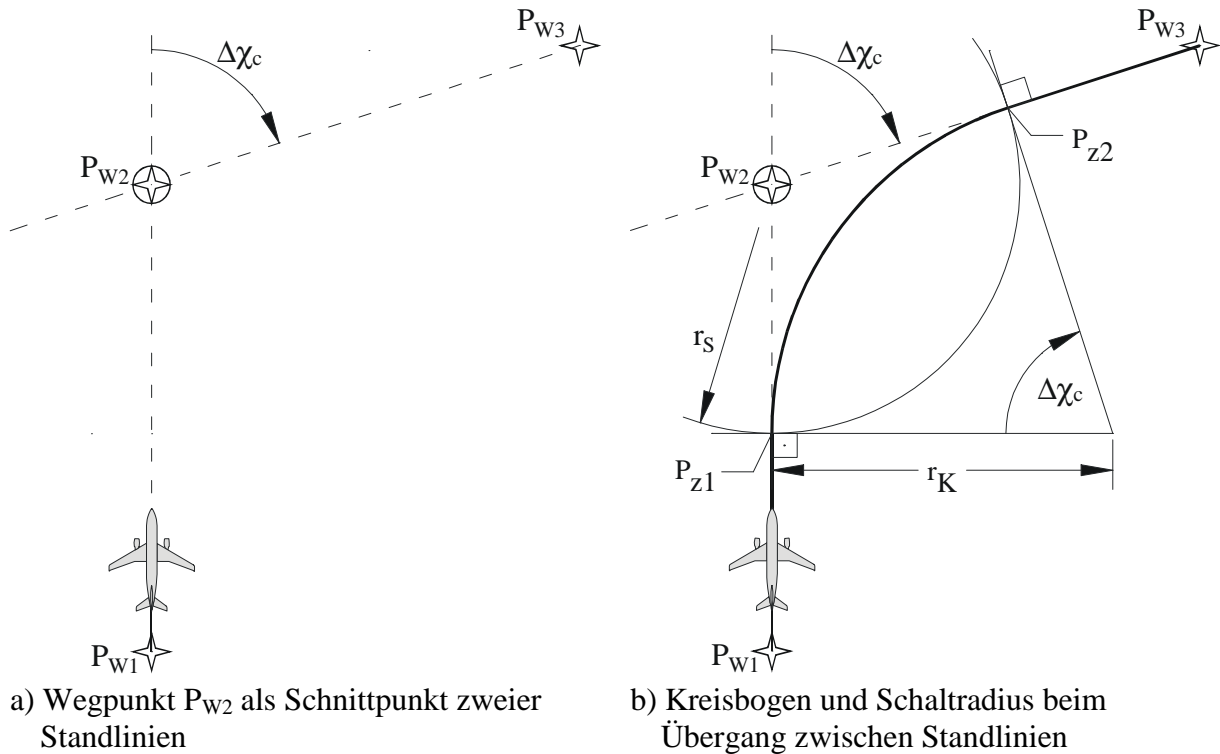


Abbildung 2.12.: Bahndefinition durch Fixpunkte (nach [Bro01])

Die 4D-Vorausberechnung der Soll-Trajektorie soll im Folgenden am Beispiel eines Kursänderungsmanövers verdeutlicht werden.

Flugtrajektorien werden im Allgemeinen durch geodätische Fixpunkte, kurz Wegpunkte, beschrieben. Dabei wird zwischen Wegpunkten unterschieden, die unter einem definierten Kurs überflogen werden müssen (P_{W1} und P_{W3} in Abbildung 2.12) und solchen, die als Schnittpunkt zweier Geraden nicht überflogen werden müssen (P_{W2}). Wie Abbildung 2.12a zeigt findet am Punkt P_{W2} eine Änderung des Bahnazimuts statt. Da dieser nur stetig geändert werden kann, wird der Übergang in diesem Beispiel vereinfacht durch einen Kreisbogen angenähert. Der Kurvenradius r_K ermittelt sich aus der Fluggeschwindigkeit V und der Drehgeschwindigkeit des Bahnazimuts $\dot{\chi}$ nach der Beziehung

$$r_K = \frac{V}{\dot{\chi}} \quad (2.3)$$

mit

$$\dot{\chi} = \frac{g}{V} \tan \Phi, \quad (2.4)$$

wobei Φ den Rollwinkel bezeichnet. Als Standard-Kurvendrehgeschwindigkeit wurden $3^\circ/s$ eingeführt, was bei einer Geschwindigkeit von ungefähr 100 m/s (194 kn) einem Rollwinkel von 25° bis 30° entspricht [Bro01]. Damit ergeben sich Kurvenradien von etwa 1900 m bei einer Bahngeschwindigkeit von 100 m/s.

Die Schaltpunkte P_{z1} und P_{z2} zwischen den Geraden und der Kreisbahn liegen auf einem Schaltkreis um P_{W2} mit dem Radius

$$r_s = r_K \tan \left| \frac{\Delta\chi_c}{2} \right|. \quad (2.5)$$

Der bisherigen analytischen Berechnung der Schaltpunkte liegt allerdings ein nicht realistischer, sprunghafter Übergang des Rollwinkels von 0° auf etwa 30° bei der Kurveneinleitung bzw. umgekehrt beim Ausleitvorgang zugrunde. Eine wichtige Forderung bei der Generierung einer Trajektorie zur Kursänderung ist das Verhindern eines Überschwingens, also eines Überfliegens der neuen Standlinie zwischen den Wegpunkten P_{W2} und P_{W3} in Abbildung 2.12. Aus diesem Grund müssen die Zeit zum Ein- und Ausleiten des Kurvenfluges und die dabei zurückgelegte Strecke bei der Berechnung der Schaltpunkte berücksichtigt werden. Der in Gl. (2.5) errechnete Schaltkreis muss also noch um einen geschwindigkeitsabhängigen Anteil erweitert werden zu

$$r_{s_{ges}} = r_s + t_{üb} V. \quad (2.6)$$

Die flugzeugspezifische Zeit $t_{üb}$ für das Ein- und Ausleiten des Kurvenfluges wurde in [Sun80] durch Simulation ermittelt zu $t_{üb} \approx 12$ s.

Die damit bestimmten Schaltpunkte sind weiterhin nicht die wirklichen Punkte, an denen Kommandos an den Autopiloten übergeben werden. Um diese zu präzisieren werden nun Schnellzeitsimulationen vom FMS durchgeführt. Dafür wird ein Referenzmodell zugrunde gelegt, bei dem alle physikalischen Grenzen und Randbedingungen der aktuellen Situation des Flugzeuges berücksichtigt werden. Diese Simulation wird mit einer Variation verschiedener Eingangsparameter so oft wiederholt, bis eine „aktuell optimale“ Trajektorie gefunden wurde. Dabei werden die Auswirkungen der Änderung einzelner Einflussgrößen auf den Bahnverlauf laufend berücksichtigt (z.B. Änderung des Kurvenradius aufgrund von Geschwindigkeitsänderung). Die resultierende Trajektorie mit den zugehörigen Autopilotenkommandos sowie den Sollverläufen für alle Zustands- und Stellgrößen wird dann solange vorgehalten, bis diese infolge von Änderungen der Einflussgrößen eventuell von einer anderen Trajektorie ersetzt wird. Analog zu der hier beispielhaft dargestellten Bestimmung der horizontalen Trajektorie wird auch die vertikale Soll-Flugbahn ermittelt [Bro01].

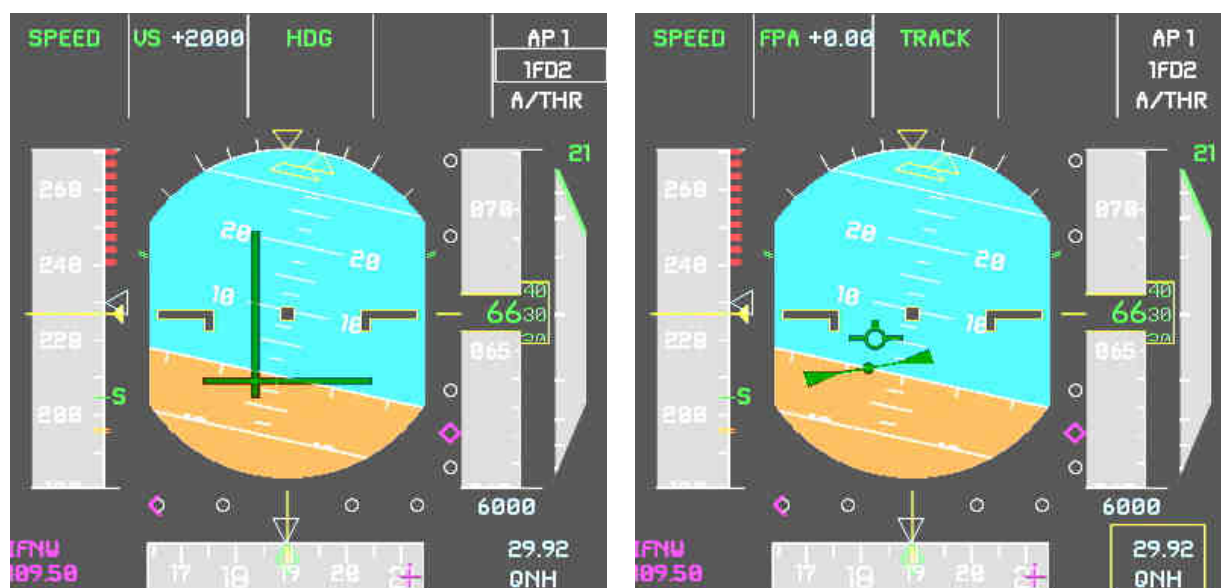
Durch die Vorgabe von Fluggeschwindigkeiten zur Staffelung im An- und Abflugbereich oder die Forderung nach einer bestimmten Überflugzeit über bestimmte Wegpunkte muss das FMS auch in der Lage sein, zeitliche Randbedingungen in der Simulation zu berücksichtigen. Dafür kann ein ähnliches wie das oben diskutierte Verfahren verwendet werden, bei dem der Parameter Geschwindigkeit variiert wird.

Die Ausführungen verdeutlichen, dass die 4D-Trajektorien, die an Bord eines Flugzeuges durch das FMS vorausberechnet werden, stückweise stationär sind und aus einer Aneinanderreihung von Geraden- und Kurvensegmenten bestehen. Die auf Simulation beruhende Bestimmung der Trajektorie ist aufgrund der ständigen Änderungen der Eingangswerte sehr veränderlich und nur für einen kurzen Zeitabschnitt exakt und zuverlässig.

2.3.3. Manuelles Fliegen mit dem FMS als Sollwertgeber

Mit dem FMS ist es möglich, einen Flug von A nach B zu programmieren und durch Vorgaben an den Autopiloten fast vollständig automatisch abfliegen zu lassen. Der Pilot übernimmt in diesem Fall Management- und Überwachungsfunktionen. Da sich die Übermittlung standardisierter, maschinenlesbarer Daten direkt an die Bordrechner noch in der

Entwicklung befindet, ist es weiterhin Aufgabe des Piloten, per Sprechfunk übermittelte Anweisungen oder Änderungen zu empfangen und falls nötig in das FMS einzugeben. An der eigentlichen Flugregelungsaufgabe ist der Pilot gerade im Streckenflug nur noch wenig beteiligt. Beim Operieren im Flughafennahbereich – also bei Steigflug, Anflug und Landung – übernimmt der Pilot jedoch häufig Teile der Flugregelung manuell. Dabei kann der Pilot auf die Ergebnisse der Trajektorienbestimmung des Bordrechners zurückgreifen. Dieser übernimmt die Regelung der äußeren Regelschleifen, also die Bestimmung von Schaltzeiten für den Autopiloten aufgrund des Flugplanes. Die Sollwerte für die innere Regelschleife – im Wesentlichen für Nick- und Rollwinkel – werden in dieser Betriebsart jedoch nicht an die Stellsysteme weitergegeben, sondern wie in Abbildung 2.13 dargestellt dem Piloten als Kommandoanzeige auf den zentralen Cockpit-Instrumenten angezeigt und vom Piloten ausgeführt [Bro01]. Auch während des automatischen Betriebs können die Sollvorgaben des Autopiloten angezeigt werden, um dessen Funktion zu kontrollieren.



a) *Flight Director* im HDG-V/S Modus

b) *Flight Path Vector* und *Flight Path Director* im TRK-FPA Modus

Abbildung 2.13.: Kommandoanzeigen des Airbus A340 ([Jus04])

Die *Flight Director* (FD) Anzeige kann bei Airbus im so genannten HDG-V/S Modus dargestellt werden. Dabei werden der aktuelle Flugzustand über den Flugzeugazimut (*Heading*, HDG) und die vertikale Geschwindigkeit (*Vertical Speed*, V/S) angegeben. Die Flugzeuglängsachse dient in diesem Modus als Referenzpunkt im PFD. Auf diesen bezieht sich die Sollanzeige des FD, die durch eine vertikale und horizontale Linie gebildet wird. Der Rollwinkel muss nun so eingestellt werden, dass die vertikale Linie mit dem Symbol der Längsachse zusammenfällt. Entsprechendes gilt für den Nickwinkel und die horizontale Linie. In Abbildung 2.13a müsste der Pilot dementsprechend „weiter nach links rollen“ und „die Flugzeugnase weiter nach unten drücken“. Bei exakter Fluglage wird der FD als Kreuz auf dem Referenzsymbol der Längsachse gezeichnet. Da sich in der FD-Darstellung nur die Sollanzeige bewegt, spricht man von einer Kompensationsanzeige [Jen81]. Die FD-Anzeige ermöglicht ein einfaches Erfliegen des Soll-Zustandes. Allerdings ist die Darstellung stark abstrahiert und enthält keine weiteren Informationen über die Bewegung des Flugzeuges.

Die eigentlichen Stellgrößen für die Flugbahnsteuerung sind jedoch der Bahnazimut (*Track*, TRK) und der Bahnwinkel (*Flight Path Angle*, FPA) [Bro01]. Diese Größen beschreiben die Bewegungsrichtung des Flugzeuges. Der resultierende Flugeschwindigkeitsvektor entspricht

der x-Achse des so genannten aerodynamischen Achsensystems [Kli06]. Bei Airbus wird der *Flight Path Vector* (FPV) als stilisiertes Flugzeug in Form eines Kreises mit kurzen Flügeln und Seitenleitwerk wie in Abbildung 2.13b im PFD angezeigt, falls der TRK-FPA Modus selektiert wurde. Mit Hilfe dieses Symbols können der Schiebewinkel und – bei vernachlässigbarem Vertikalwind – der Anstellwinkel gut abgelesen und überwacht werden. Der *Flight Path Vector* bildet auch den Bezugspunkt für die Soll-Anzeige im TRK-FPA Modus. Der so genannte *Flight Path Director* gibt den Soll-Bahnvektor und den Soll-Rollwinkel durch die in Abbildung 2.13b dargestellten geometrischen Elemente an. Das Flugzeug muss nun so gesteuert werden, dass *Flight Path Director* und *Flight Path Vector* in Richtung und Rollwinkel übereinstimmen. Da sowohl die Elemente der Soll- als auch der Ist-Anzeige beweglich sind spricht man hier von einer Folgeanzeige [Jen81]. Aufgrund der etwas größeren Dynamik ist die Folgeanzeige etwas schwieriger zu bedienen als die Kompensationsanzeige. Dafür ist sie weniger abstrakt und enthält mehr intuitiv erfassbare, wichtige Informationen über den aktuellen Flugzustand, was zu einem erhöhten Situationsbewusstsein führt. Allerdings wäre für den *Flight Path Director* die Bezeichnung *Flight Vector Director* zutreffender, da dieser lediglich die aktuelle Soll-Flugrichtung vorgibt, nicht jedoch die Soll-Flugbahn [Pur99].

Perspektivische Flugführungsanzeigen stellen gewissermaßen eine Erweiterung des TRK-FPA Modus in die dritte Dimension dar. Anstelle der aktuellen Soll-Bewegungsrichtung des *Flight Path Directors* wird hierbei die vom FMS berechnete aktuelle und zukünftige Flugbahn in Form geodätisch ortsfester Elemente als Sollgröße abgebildet. Mehrere Elemente des PFD können als Anzeige des Ist-Wertes angesehen werden. Die aktuelle Ablage ist durch die Position der dreidimensionalen Elemente der Soll-Flugbahn (zumindest qualitativ) erkennbar. Die Anzeige des *Flight Path Vector* stellt die momentane Bewegungsrichtung dar und kann mit der Soll-Anzeige in Relation gebracht werden. Eine zu der dreidimensionalen Anzeige des Soll-Flugpfades konsistente Darstellung der Ist-Werte ist die ebenfalls dreidimensionale Anzeige der vorhergesagten der Flugzeugpositionen. Auf den so genannten Prädiktor wird in 2.4.2 und 2.4.5 näher eingegangen.

2.4. Ausgewählte Forschungsarbeiten

2.4.1. Die Kanal-Anzeige von WILCKENS und SCHATTENMANN

In mehreren Veröffentlichungen dokumentierten WILCKENS und SCHATTENMANN ihre Arbeiten zu perspektivischen Flugpfadanzeigen. In unterschiedlichen Studien konnten sie den Nutzen der von ihnen Kanal-Anzeige genannten Flugpfaddarstellung für Allwetterlandungen belegen. Bemerkenswert an den Studien ist, dass diese schon Ende der 1960er Jahre durchgeführt wurden.

In dieser Zeit wurde viel Aufwand betrieben, um Systeme zu entwickeln, die eine Landung in Schlechtwetterbedingungen ermöglichen sollte. Dieses Ziel sollte vornehmlich dadurch erreicht werden, dass das Flugzeug weitgehend automatisch gesteuert und gelandet werden sollte. Die damit einhergehende Reduzierung der Pilotenaufgaben hin zu einer Überwachungsfunktion wurde von WILCKENS und SCHATTENMANN skeptisch gesehen [WS68]. Die Ausweitung der Zuständigkeiten des „automatischen Assistenten“ sei motiviert durch die Probleme bei Schlechtwetteranflügen. Sie sahen das Hauptproblem für die Schwierigkeiten einer manuell durchgeführten Landung bei widrigen Sichtbedingungen nicht in generellen Limitierungen des Piloten oder der Flugzeugcharakteristik, da sich die meisten Randbedingungen wie etwa Windböen unter Instrumentenflugbedingungen (*Instrument Meteorological Conditions*, IMC) nicht wesentlich von denen in Sichtflugkonditionen (*Visual Meteorological Conditions*, VMC) unterscheiden. Der einzige substantielle

Unterschied zwischen VMC und IMC wurde in der Art der zur Verfügung stehenden Informationen identifiziert [Wil71]. Der Mangel an Informationen während eines Fluges in IMC könne über die konventionellen Anzeigesysteme nicht adäquat ausgeglichen werden. Zum Überwachen und zur mentalen Integration mehrerer unabhängiger Anzeigen sei die menschliche optische Wahrnehmung nur zu einem bedingten Maße in der Lage. Die Entwicklung einer Anzeige, die es ermöglicht, Landungen in IMC mit gleicher oder besserer Kontrolle durchzuführen, wie dies bei unbegrenzter Sicht möglich wäre, wurde als beste Lösung der Probleme bei Schlechtwetteranflügen gesehen. Dies gelte auch für den Fall eines automatischen Anfluges, da der Pilot die Operationen des Autopiloten überwachen und zu jeder Zeit in der Lage sein müsse, den Flug sicher manuell zu beenden.

Die zu dieser Zeit aufkommenden *Flight Director*-Anzeigen als Informationsquelle wurden von WILCKENS und SCHATTENMANN kritisch diskutiert [Wil71] [WS68]. Durch die ausschließliche Vorgabe von Kommandoinformationen sei zwar eine Art integrierte Anzeige geschaffen, deren Gültigkeit lasse sich allerdings nur schwer überprüfen. Außerdem wird die damit einhergehende Reduzierung des Piloten zu einem „Stellglied für den Steuerknüppel“ bemängelt, dessen einzige Aufgabe es ist, Nadelabweichungen zu kompensieren. Durch die zunehmende „Automatisierung des Piloten aus dem Regelkreis heraus“ würde dessen Leistungsniveau sowie das Bewusstsein für die aktuelle Flugsituation vermindert und die Wahrscheinlichkeit starker mentaler Belastung im Falle eines Systemausfalls erhöht [Wil73].

Damalige Vorschläge hatten schon die Erzeugung und Anzeige eines künstlichen Blickes aus dem Cockpitfenster als optimale Zielvorstellung, auch wenn das, was heute als SVS bekannt ist, in ferner Zukunft lag. Da jedoch auch bei klarer Sicht Unfälle beim Anflug und Landen stattfanden, forderten WILCKENS und SCHATTENMANN zusätzlich zur künstlichen Außensicht die Darstellung weiterer Elemente. Im Wesentlichen wurden zwei unterschiedliche Anzeigekonzepte entwickelt.

Simulierter Folgeflug

Die Tatsache, dass Piloten im Formationsflug oder beim Auftanken von Militärflugzeugen in der Luft mit anhaltender Genauigkeit einem anderen Flugzeug folgen können, führten WILCKENS und SCHATTENMANN zur Konzeption einer künstlichen Anzeige eines Führungsflugzeuges [WS68]. Dabei wurden auf einer Ebene ein stilisierter Querschnitt durch Rumpf und Flügel gezeichnet; auf einer zweiten Ebene wurden Seitenleitwerk und Höhenruder dargestellt. Wurden diese beiden Ebenen in optische Überdeckung gebracht befand sich der Flieger auf dem Sollpfad. Die Darstellung eines Führungsflugzeuges ist immer noch Inhalt diverser Forschungsarbeiten [PAK04].

Kanalanzeige

In der von WILCKENS und SCHATTENMANN entwickelten Kanalanzeige wird dem Piloten der virtuelle Soll-Flugpfad dreidimensional visualisiert. In graphischen Entwürfen wurde dieser in Form eines oben offenen Kanals dargestellt, der schon sehr den späteren *Tunnel-in-the-Sky* Geometrien ähnelt. Aufgrund der Limitierungen der damaligen Anzeigetechnologie wurden nur die Knoten der Kanalgeometrie wie in Abbildung 2.14 links verdeutlicht mittels Oszilloskop auf einem Bildschirm dargestellt. Die dadurch erzeugten Elemente entsprachen einer Bodenfläche mit Akzentuierung der Soll-Mittellinie sowie zwei senkrecht dazu stehenden Seitenwänden, die lediglich bis zum Soll-Gleitpfad angezeigt wurden (Abbildung 2.14 rechts). WILCKENS und SCHATTENMANN waren der Ansicht, dass es von Vorteil sei, den Raum um die deutlich wahrnehmbare Soll-Trajektorie darzustellen anstatt die Soll-Trajektorie an sich beispielsweise als Kreuz perspektivisch anzuzeigen, da diese bei exaktem Flug nicht mehr sichtbar sein würde [WS68].

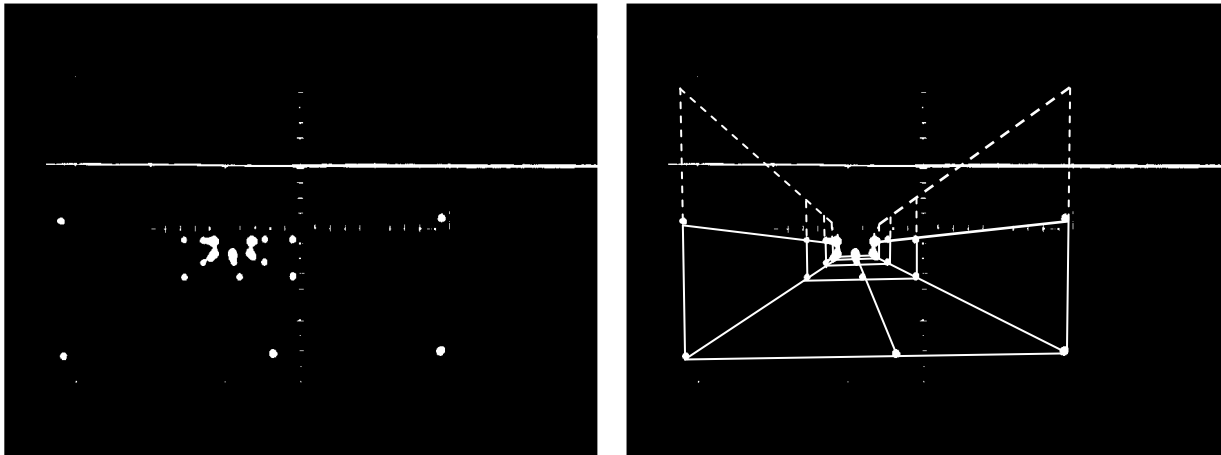


Abbildung 2.14.: Die Kanalanzeige von WILCKENS und SCHATTENMANN [WS68]

WILCKENS und SCHATTENMANN führten mehrere Versuchsreihen mit ihrer Kanalanzeige in einem Simulator der DLR durch. Dabei wurde das Kanaldisplay beim Anflug und der Landung zum Beispiel mit konventioneller ILS-Instrumentierung mit und ohne *Flight Director* verglichen. Die Ergebnisse zeigten, dass die Kanalgeometrie intuitiv und leicht verständlich ist. Außerdem fanden WILCKENS und SCHATTENMANN heraus, dass sich durch die dargestellten Informationen an sich schon eine Art Kommandoinformation ableiten lässt, obwohl eigentlich nur Statusinformationen dargestellt werden. Diese Kommandoinformationen erleichtern das vertikale und horizontale Einfliegen auf den Soll-Pfad. Die Kanalanzeige zeigte sowohl in Bezug auf die Präzision des Fluges als auch in Bezug auf das Steuerverhalten ähnliche Ergebnisse wie die Anzeige mit *Flight Director*. Beide waren der reinen ILS-Instrumentierung überlegen.

Des Weiteren verglichen WILCKENS und SCHATTENMANN die Informationen, die implizit durch die Kanalgeometrie wahrzunehmen sind, mit denen, die durch einen *Flight Director* angezeigt werden. Die expliziten, nicht-transparenten Kommandoinformationen des *Flight Directors* drängen den Piloten in die Rolle eines einfachen Reglers. Der *Flight Director* stellt keinerlei Informationen über den zukünftigen Flugzustand zur Verfügung; die Vorgaben müssen sofort umgesetzt werden. Die impliziten Kommandoinformationen der Kanalanzeige erlauben durch die Darstellung momentaner und zukünftiger Soll-Informationen wie Fluglage, Flugpfad und Position eine intuitive Orientierung. Außerdem erlaubt sie dem Piloten, eigene Strategien zum Einschwenken und Abfliegen des Soll-Pfades flexibel zu wählen [Wil73]. Aus diesen Gründen wurde die Kanalanzeige nicht nur für den manuellen Flug, sondern auch für die Überwachung des automatischen Fluges als überlegen angesehen.

Auch die Abhängigkeiten von angezeigter Kanalgröße, Training und Genauigkeit der Spurhaltung wurden in Untersuchungen analysiert. Danach wurde die Hypothese aufgestellt, dass es abhängig von der Gewöhnung eines Piloten eine optimale Kanalgröße gäbe.

2.4.2. Die Tunnel-in-the-Sky Darstellung von GRUNWALD

In mehreren Studien beschäftigte sich GRUNWALD Ende der 1970er Jahre damit, wie der Mensch visuelle Informationen zur Fahrzeugsteuerung nutzt. Zusätzlich zur Untersuchung der Verfügbarkeit und dem Nutzen von relevanten Informationen in räumlichen Anzeigen [GM76] wurden Wege studiert, die Leistung der Steuerung durch weitere Elemente zu verbessern [GM78]. So stellte es sich beispielsweise als positiv heraus, die gewünschte Trajektorie als „Vorschau“ anzuzeigen um daraus aktuelle Steuerinformationen abzuleiten. Des Weiteren konnte die Leistung durch die künstliche Anzeige der aktuellen Bewegungsrichtung mittels *Flight Path Vector* ebenso gesteigert werden wie durch die

Anzeige des vorhergesagten Flugpfades. Die Vorhersage der Fluglage und -position in der Zukunft ermöglicht es, Flugfehler zu erkennen und zu antizipieren, bevor sie überhaupt entstehen.

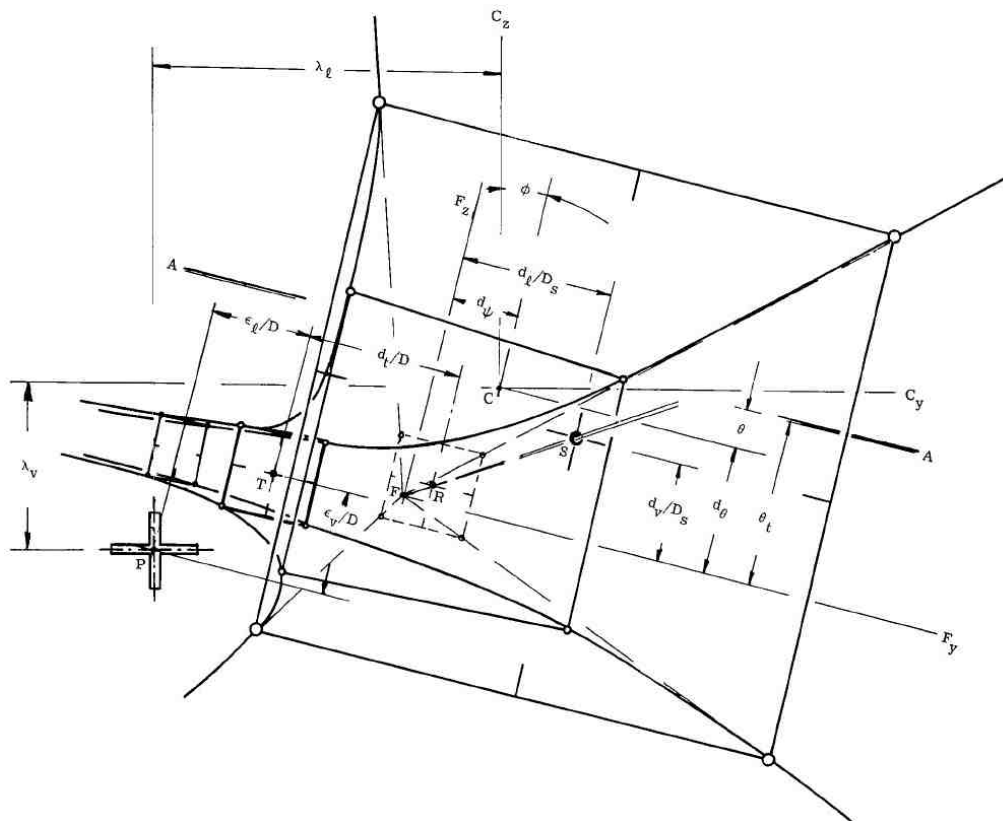
Mit diesen Erkenntnissen entwickelte und evaluierte GRUNWALD eine an WILCKENS Kanalanzeige angelehnte perspektivische Flugpfadanzeige [GRH80] [GRH81]. Diese quadratische und oben geschlossene Darstellung wurde von GRUNWALD *Tunnel in the Sky* genannt; ein Ausdruck, der seitdem synonym für derartige Darstellungen verwendet wird. Als Weiterführung der Arbeit von WILCKENS und SCHATTENMANN, die die Kanalanzeige zwar auch für gekurvte Flugpfade vorschlugen, jedoch nur für ILS-Endanflüge testeten, führte GRUNWALD Versuche mit dem *Tunnel-in-the-Sky* Display auch für gekurvte Soll-Trajektorien durch.

Die Ergebnisse seiner vorangegangenen Arbeiten veranlassten GRUNWALD dazu, eine Prädiktionsanzeige in das Tunneldisplay zu integrieren. Durch den begrenzten Sichtbereich der perspektivischen Anzeige können Informationen aus dem peripheren Sichtfeld nicht dargestellt werden, die von entscheidender Bedeutung für die Wahrnehmung von Drehgeschwindigkeiten und -raten sind [GRH81]. Die erwartete Verschlechterung der Dämpfungseigenschaften des Systems sollte durch die Prädiktionsanzeige egalisiert werden. Es konnte analytisch und experimentell nachgewiesen werden, dass der so genannte *Flight Path Predictor* (FPP) diese Erwartung erfüllt und durch die Anzeige nützlicher zusätzlicher Informationen das Erliegen komplexer gekurvter Trajektorien vereinfacht [GRH80] [GRH81].

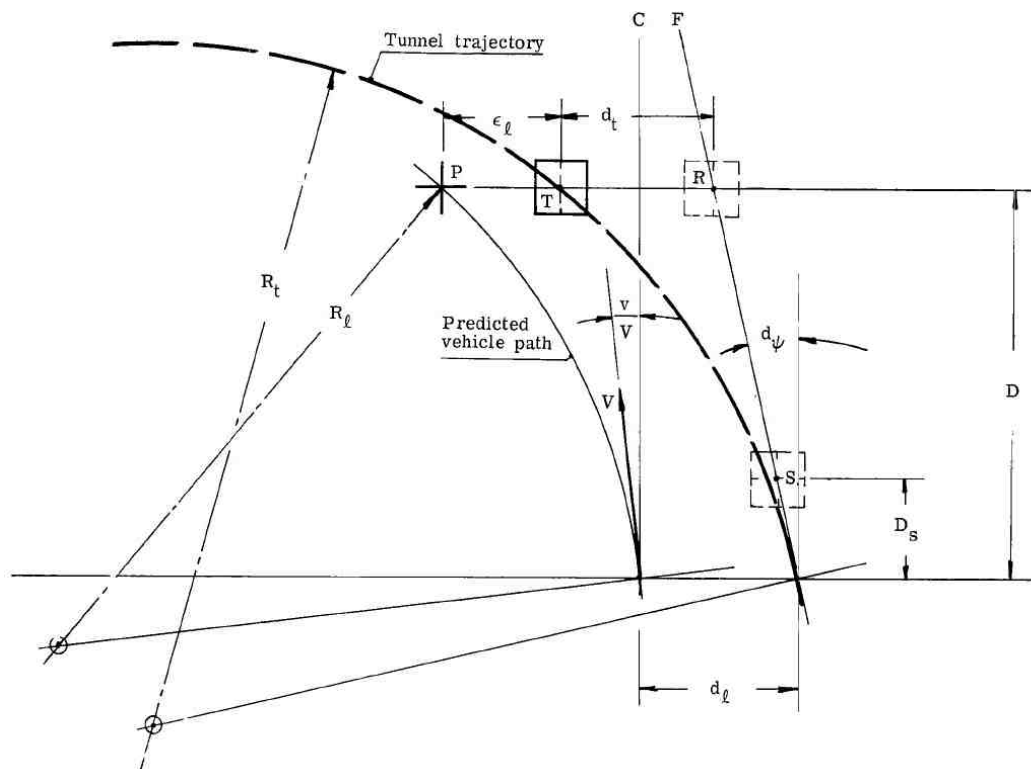
Informationsanalyse

GRUNWALD führte auch im Bereich der Informationsanalyse die Arbeiten von WILCKENS und SCHATTENMANN fort. In Abbildung 2.15 sind die Informationen veranschaulicht, die aus der Tunnel/Prädiktor-Kombination bezogen werden können und in [GRH80] [GRH81] spezifiziert werden. Danach ist die Soll-Trajektorie an sich als perspektivisch dargestellter Tunnel zu erkennen. Die Linie A-A beschreibt den Horizont; der Rollwinkel ϕ kann aus der Winkeldifferenz des Horizonts und den Bildschirmreferenzachsen $C_y C_z$ erschlossen werden, wobei C den Bildmittelpunkt und somit die Flugzeuglängsachse darstellt. S stellt den (virtuellen) Mittelpunkt des nächsten Tunnelquerschnittes dar; der (virtuelle) Fluchtpunkt F bezeichnet die momentane Soll-Bewegungsrichtung, indem die Kanten der Trajektorie am Querschnitt um S (virtuell) tangential verlängert werden. F_y und F_z bezeichnen Achsen parallel bzw. senkrecht zum Horizont, durch deren Abstand zu S die momentane horizontale (d_h) und vertikale (d_v) Ablage zur Soll-Trajektorie abgeschätzt werden kann.

Die Fluglagedifferenzen d_θ und d_ψ zwischen der Flugzeugachse und dem Tunnel kann aus dem Abstand des Fluchtpunktes F zu C rekonstruiert werden. Die Längsneigung θ_t der Trajektorie kann aufgrund des Abstandes von F unterhalb der Horizontlinie erfasst werden. Eine „Vorschau“ auf die Trajektorie wird dadurch erreicht, dass ein Tunnelquerschnittselement am Punkt T ständig in einem Abstand D vor der momentanen Position angezeigt wird. Im selben Abstand D wird auf der Fluchtlinie S-F am Punkt R ein (virtuelles) Querschnittselement angenommen. Der Abstand zwischen T und R lässt auf die Krümmung bzw. die Längsneigung der Trajektorie schließen. Das Kreuz an der Stelle P markiert die vorhergesagte Flugzeugposition in einem Abstand D. Die horizontale und vertikale Differenz ϵ_h bzw. ϵ_v von P zu T lässt sich als vorhergesagter Fehler interpretieren. Diesen zu minimieren, indem das Prädiktorkreuz P dauerhaft mit dem Referenzquerschnitt T in Überdeckung gebracht wird, ist das Ziel der Steueraufgabe beim Flug mit dem Prädiktor.



a) Aus der Tunnelanzeige ableitbare steuerungsrelevante Informationen



b) Draufsicht der Situation

Abbildung 2.15.: Aus der Tunnelanzeige ableitbare steuerungsrelevante Informationen (aus [GRH80])

Stärken und Schwächen des Prädiktors

Das Fliegen mit dem Prädiktor vereinfacht die Steueraufgabe, nämlich das konstante Fliegen innerhalb der Tunnelgeometrie, wesentlich. Ohne den Prädiktor müssen alle Informationen aus der Tunnelgeometrie bezogen werden, Fehler werden meist erst erkannt, wenn Ablagen bereits eingetreten sind. Mit dem Prädiktor kann – sobald das Flugzeug einmal innerhalb des Tunnels fliegt – der zukünftige Fehler minimiert werden, was zur Folge hat, dass auch der aktuelle Fehler minimiert wird.

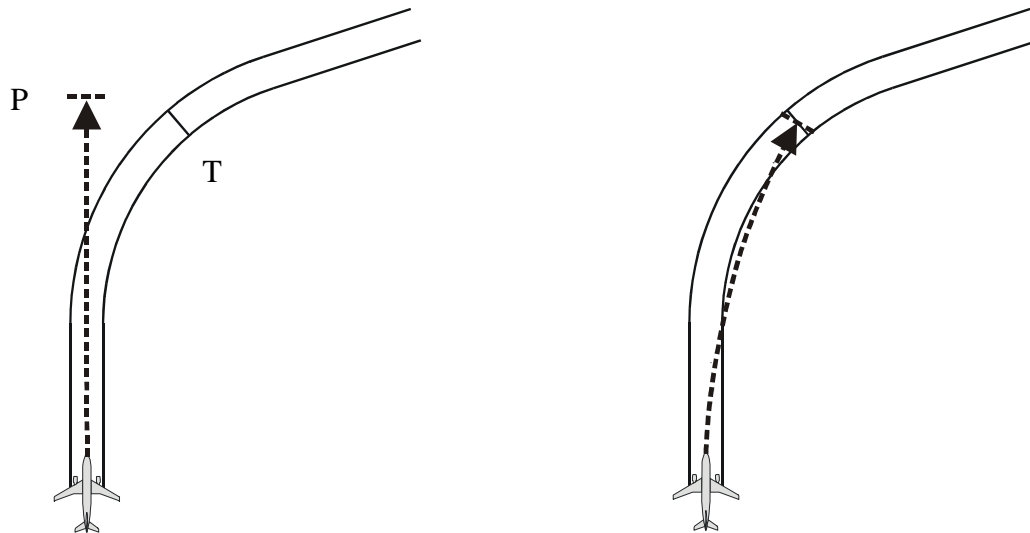


Abbildung 2.16.: Kurvenscheiden bei der Kurvoneinleitung mit dem Prädiktor

Trotz der positiven Effekte des Prädiktorelements erkannte GRUNWALD aber auch Probleme beim Fliegen mit dem Prädiktor. Durch das eingeschränkte Sichtfeld der Anzeige können Situationen auftreten, in denen der Prädiktor bzw. der Referenzquerschnitt nicht mehr sichtbar sind. Diese Situationen treten bei großen Winkelunterschieden zwischen der Flugzeuggängsachse und der Richtung zur prädiizierten Position bzw. dem Referenzquerschnitt auf. Sie sind zum Beispiel abhängig von Geschwindigkeit, Prädiktionszeit, Krümmung oder Schiebewinkel. Ein weiteres Problem beim Fliegen mit dem Prädiktor ergibt sich beim Übergang zwischen Gerade und Kurve und umgekehrt. Während das Flugzeug zu einem Zeitpunkt t_0 den Rollvorgang einleiten muss, beginnt der Referenzquerschnitt T schon zum Zeitpunkt $t_0 - t_p$ mit dem Übergang von der Geraden zur Kurve. Zu diesem Zeitpunkt befindet sich das Flugzeug noch im Geradeausflug, wobei die prädiizierte Position beim stationären Flug entlang dem Geschwindigkeitsvektor vor der aktuellen Position angezeigt wird. Es ergibt sich also eine wie in Abbildung 2.16 links dargestellte systematische Diskrepanz zwischen der Sollposition und der prädiizierten Position, die nicht egalisiert werden darf. Würde der Prädiktor konsequent dem Referenzquerschnitt nachgeführt werden, würde dies zum bekannten Phänomen des Kurvenschneidens führen (Abbildung 2.16 rechts) [Gru96a] [WHH89].

Abhängig von der Ordnung der Prädiktionsrechnung kann es sein, dass die Steuerstrategie beim Fliegen mit dem Prädiktor erst nach der Transition zwischen Gerade und Kurve wieder eingesetzt werden kann. In der anspruchsvollen Phase kurz vor und während der Überleitung von gerader zu gekrümmter Flugbahn stellt das Prädiktorelement demnach keine ausreichenden Führungsinformationen zur Verfügung. GRUNWALD stellt in [Gru96a] ein überarbeitetes Konzept zum Fliegen mit dem Prädiktor vor. Dabei befindet sich innerhalb des Referenzquerschnitts ein kleineres, bewegliches Quadrat, in das ein ebenfalls kleineres Prädiktorsymbol geführt werden muss. Das Konzept zeigt bessere Ergebnisse [Gru96b], das systematische Problem, vor allem bei großen Prädiktionszeiten, besteht jedoch weiterhin.

2.4.3. Informationsanalyse der Tunnel-in-the-Sky Darstellung von MULDER

Die Überlegenheit der voran beschriebenen Kanal- bzw. Tunnelanzeigen im Vergleich zu traditionellen Flugführungsanzeigen wurde in unterschiedlichen Studien nachgewiesen. Die Frage, auf welche Weise Pilot und Anzeige interagieren, also welche Informationen wie durch die dargestellten graphischen Elemente übermittelt werden, wurde ebenfalls teilweise in den Studien beleuchtet.

Eine umfangreiche Untersuchung, *warum* perspektivische Kanaldarstellungen so erfolgreich sind, veröffentlichte MULDER 1999 [Mul99] und in den letzten Jahren [Mul03a] [Mul03b] [MV06]. In einer Vielzahl von Versuchen wurden die fundamentalen Eigenschaften und Informationsinhalte einer generischen *Tunnel-in-the-Sky* Anzeige sowie das daraus resultierende Steuerverhalten von Piloten detailliert erforscht. Der von ihm als kybernetisch bezeichnete Ansatz bestand aus vier Phasen. In der ersten Phase wurden die Aufgaben eines Piloten analysiert und die für die Durchführung der Aufgaben benötigten Informationen bestimmt. Die zweite Phase beschäftigte sich mit der Frage, welche Informationen theoretisch visuell zur Verfügung stehen und welche davon praktisch genutzt werden. Während der dritten Phase wurde durch empirische Studien der relative Nutzen einzelner Teile dieser visuellen Informationen untersucht. In der vierten und letzten Phase des kybernetischen Ansatzes versuchte MULDER, das empirisch bestimmte Pilotenverhalten mittels mathematischer Modelle zu beschreiben. MULDER'S Vorgehen soll am Beispiel des Geradeausfluges verdeutlicht werden.

Informationen in geraden Tunnelabschnitten

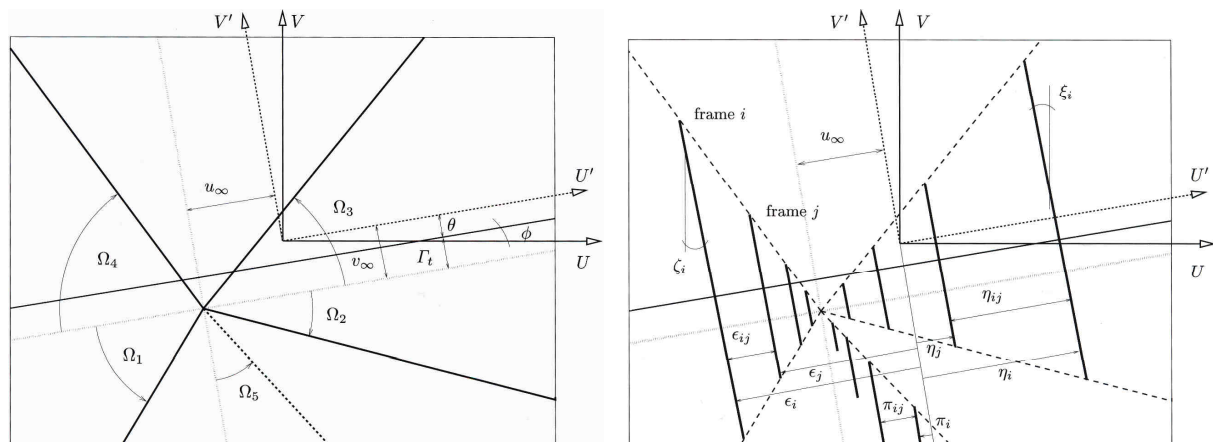


Abbildung 2.17.: Statische optische Informationen bei geraden Tunnelabschnitten: longitudinale und vertikale Elemente (aus [Mul99])

Wie in Abbildung 2.17 dargestellt separierte MULDER die longitudinalen, vertikalen und horizontalen Elemente eines „Standbildes“ einer generischen Tunnelanzeige und analysierte die darin jeweils enthaltenen Informationen. So stellen die Längselemente beispielsweise Informationen über den Fluchtpunkt und die Spreizwinkel der Längslinien zum Horizont, die so genannten *Splay*-Winkel, bereit, während die horizontalen und vertikalen Elemente zum Beispiel Informationen über Verschiebungen und optische Dichte, aber auch Winkel enthalten. Ebenso wurden auch die in der dynamischen Darstellung enthaltenen Informationen analysiert. Dabei wird zwischen indirekten und direkten optischen Informationen unterschieden. Als indirekte optische Informationen bezeichnet MULDER solche, die durch die zeitliche Änderung der statischen Informationen geformt werden, also Änderungen von Winkeln oder Abständen. Unter direkten optischen Informationen werden

jene Informationen verstanden, die durch die Bewegung der graphischen Elemente selbst infolge der Eigenbewegung entstehen und damit wie in Abbildung 2.18 dargestellt, ein visuelles Flussfeld erzeugen [Gib66].

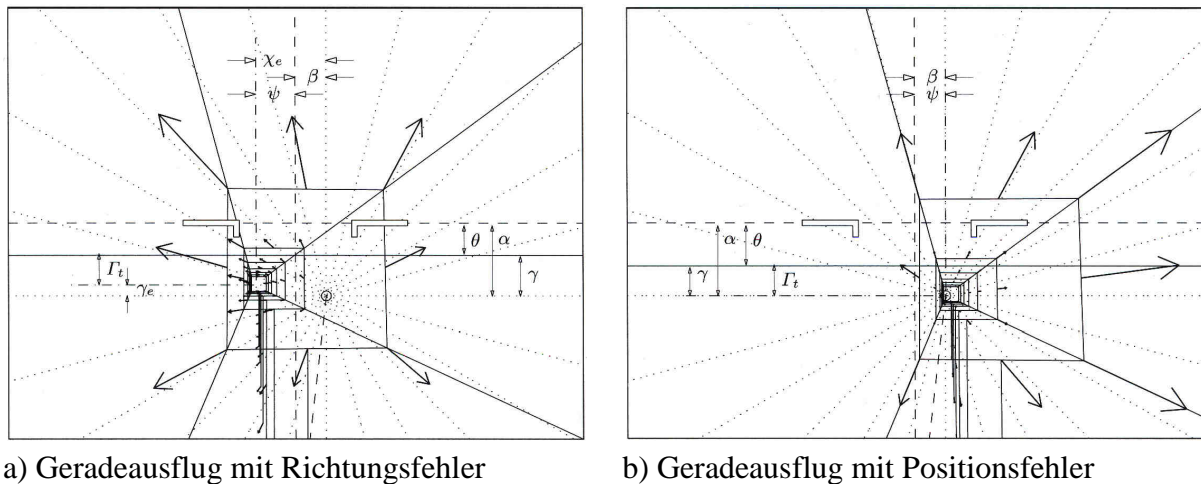


Abbildung 2.18.: Dynamische optische Informationen des Flussfeldes bei geraden Tunnelabschnitten (aus [Mul99])

Nach der Analyse der durch den Tunnel zur Verfügung stehenden Informationen wurden im Simulator Untersuchungen mit Piloten durchgeführt. Um einen genauen Aufschluss darüber zu erhalten, welche Informationen auch tatsächlich zur Flugsteuerungsaufgabe genutzt werden, wurden drei unabhängige Variablen definiert. Zum einen wurden drei unterschiedliche Anzeigekonzepte genutzt: Display A zeigte durch die Darstellung der Längslinien ausschließlich *Splay*-Informationen, Display B stellte nur die Querschnittselemente, oder Dichte-Informationen dar, während Display C als Kombination aus A und B den gesamten Tunnel enthielt. Als zweite unabhängige Variable wurde der Freiheitsgrad der Bewegung eingeführt. Dabei musste der Pilot das Flugzeug entweder über Rolleingaben lateral, über Nickeingaben vertikal oder in beiden Richtungen steuern. Die dritte unabhängige Variable war die Längsbewegung der Tunnelelemente: entweder das Flugzeug bewegte sich durch einen ortsfesten Tunnel oder die Tunnelelemente bewegten sich in fester Distanz mit dem Flugzeug entlang der Soll-Trajektorie.

Als Ergebnis der Untersuchung konnte unter anderem festgehalten werden, dass die *Splay*- und Dichte-Informationen aus den Längs- und Querschnittselementen komplementär zueinander sind. So basiert die Wahrnehmung der Bewegungsrichtung relativ zum Tunnel beispielsweise stark auf den Längselementen; die momentane Ablage wird dagegen stärker durch die Querschnittselemente wahrgenommen. Erwähnenswert ist die Tatsache, dass bei der sich mit dem Flugzeug bewegenden Tunneledarstellung die Ergebnisse für Display B und C besser waren, als wenn sich das Flugzeug durch einen ortsfesten Tunnel bewegt. Dies wird dadurch erklärt, dass die laterale Bewegung relativ zum Sollpfad anhand der Querschnittselemente bestimmt wird. Bewegen sich diese Elemente nun am Flugzeug vorbei, werden zwei Bewegungen überlagert, die für die Piloten schwer zu trennen sind. Ein Problem des Verhinderns der Längsbewegung der Tunnelelemente ist jedoch eine stark eingeschränkte Wahrnehmung der Geschwindigkeit.

In weiteren Untersuchungen studierte MULDER Auswirkungen der Tunnelgröße und des Sichtabstandes, enthaltene und genutzte Informationen in Kurvensegmenten und bei der Kurvenerleitung sowie die Auswirkungen einer *Flight Path Vector* Symbologie. Die relevanten Ergebnisse werden später im Rahmen der Konzeption genauer beschrieben.

2.4.4. Dynamische perspektivische Flugpfaddarstellung der NASA

Die oben exemplarisch beschriebenen Studien hatten ausschließlich die Untersuchung der perspektivischen Flugpfaddarstellung zum Inhalt. Aus diesem Grund waren in den Anzeigen außer dem dreidimensionalen Flugpfad und eventueller einfacher Instrumentierung nur wenige oder keine zusätzlichen Inhalte eines synthetischen Sichtsystems enthalten. In einem integrierten synthetischen Sichtsystem ist die Flugpfadanzeige jedoch nur eines von mehreren dreidimensionalen Elementen wie etwa der Gelände- und Hindernisdarstellung oder der Anzeige des Fremdverkehrs. Eine zu starke Hervorhebung der Flugpfaddarstellung kann jedoch zum einen von anderen wichtigen Elementen ablenken [Mul03a] und zum anderen zu einer Überfrachtung der Anzeige führen. Um dem zu begegnen entwickelte die NASA eine dynamische perspektivische Flugpfaddarstellung als Teil eines synthetischen Sichtsystems.

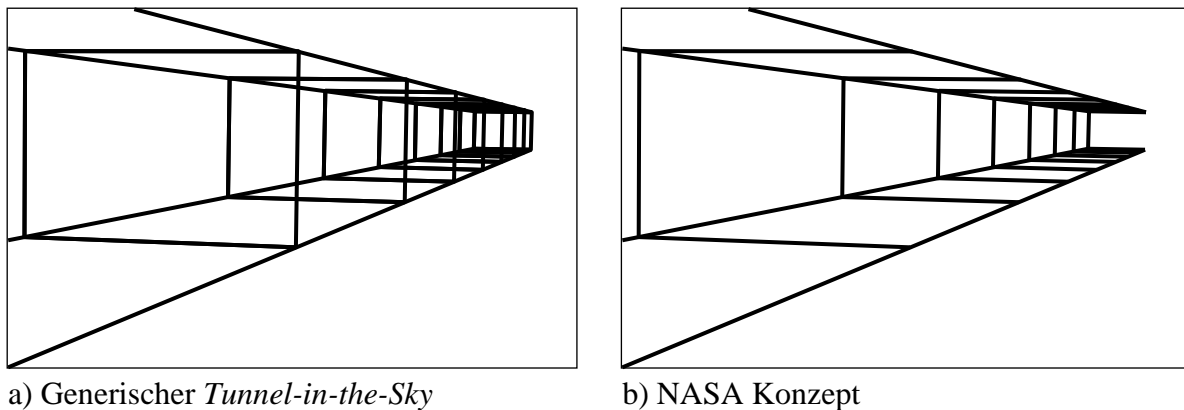


Abbildung 2.19.: NASA-Tunneldarstellung beim Fliegen außerhalb des Tunnels

Bei dem von der NASA *Crows Feet* genannten Konzept verändert sich die Flugpfadgeometrie während des Fluges dynamisch [PAK04]. Sie ist abhängig von der momentanen Flugsituation relativ zum Soll-Flugpfad, wobei grundsätzlich zwischen den zwei Anwendungsfällen „Fliegen außerhalb des Tunnels“ und „Fliegen innerhalb des Tunnels“ unterschieden wird. Befindet sich die aktuelle Flugzeugposition außerhalb des Soll-Korridors wird dieser wie in Abbildung 2.19 b) zu erkennen durch einen Tunnel dargestellt, der auf der dem Flugzeug zugewandten Seite „offen“ ist. Dies verdeutlicht die Aufgabe des Piloten, das Flugzeug in den Tunnel zu steuern. Außerdem muss der Pilot das Flugzeug nicht durch eine zwar virtuelle aber trotzdem graphisch vorhandene Wand fliegen. Des Weiteren ist die Darstellung durch die Reduzierung sich überdeckender Elemente schneller und intuitiver erfassbar.

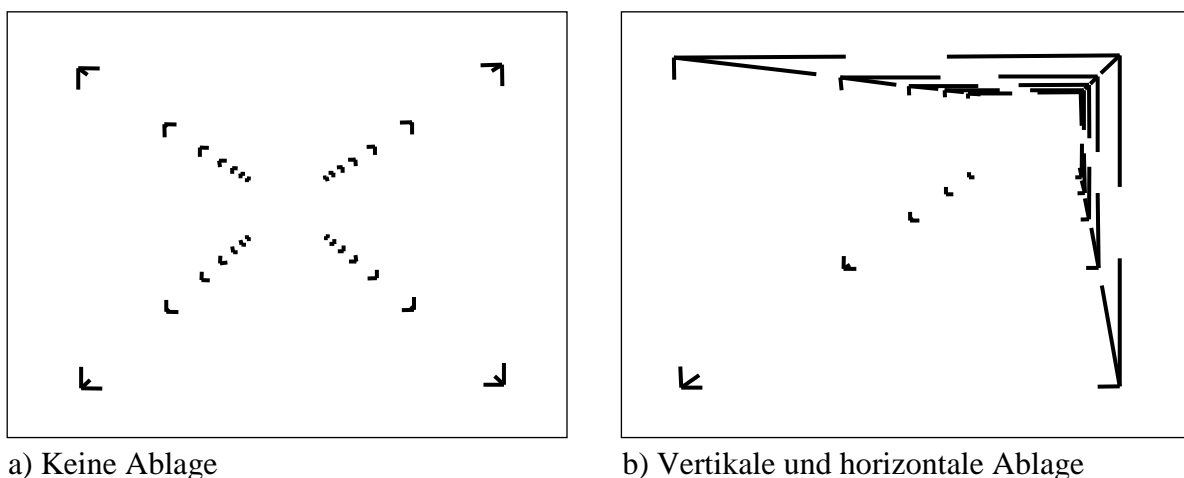


Abbildung 2.20.: NASA-Tunneldarstellung beim Fliegen innerhalb des Tunnels

Mit dem Einfliegen in den Soll-Korridor ändert sich die Tunneldarstellung. Die longitudinalen, vertikalen und horizontalen Verbindungslinien zwischen den Knoten des Tunnels ändern nun je nach der aktuellen Ablage zur Soll-Trajektorie ihre Länge ausgehend vom jeweiligen Knoten. Beim fehlerfreien Flug werden wie in Abbildung 2.20 a) dargestellt nur sehr kurze Linien – die so genannten *Crows Feet* – angezeigt, die die Verbindung zum jeweils nächsten Knoten andeuten. Bei größeren Ablagen werden diejenigen Linien verlängert, auf die sich das Flugzeug zu bewegt (Abbildung 2.20 b). Dadurch soll erreicht werden, dass im fehlerfreien Flug die dargestellten Informationen auf ein Mindestmaß reduziert werden und andere Elemente des SVS nicht verdeckt werden. Die dynamische Veränderung der Darstellung soll Ablagen implizit und intuitiv verdeutlichen und dem Piloten eine Warnung andeuten.

Das dynamische Tunnelkonzept der NASA eröffnet neue interessante Perspektiven für die dreidimensionale Anzeige von Soll-Trajektorien. In früheren Studien wurden durchaus verschiedene Darstellungskonzepte entwickelt und miteinander verglichen. Durch die dynamische Adaption der Tunnelgeometrie an den jeweiligen Anwendungsfall entsteht jedoch *ein* Tunnelkonzept, das die Vorteile mehrerer Konzepte intelligent vereinen kann.

2.4.5. Prädiktoranzeige und -berechnung

In Abschnitt 2.4.2 wurde das Konzept einer Prädiktoranzeige in Kombination mit der perspektivischen Flugpfadanzeige erläutert, wie es in einigen Implementierungen verwendet wird. Dabei wird zumeist ein einzelnes graphisches Element an der prädizierten Position in einer festgelegten Zeit- oder Längendistanz dargestellt. Das Prädiktorelement muss vom Piloten mit einem Querschnittselement der Soll-Trajektorie in Überdeckung gebracht werden, das sich in gleicher Distanz wie das Prädiktorelement vor der momentanen Position entlang der Soll-Trajektorie bewegt (siehe Abbildung 2.15). Für die Berechnung des Prädiktorelements werden je nach Implementierung unterschiedliche Algorithmen angewendet. Bei der Berechnung der zukünftigen Position nach GRUNWALD handelt es sich beispielsweise um eine Kreisbahnprädiktion unter der Annahme konstanter Bahnbeschleunigungen in der horizontalen und vertikalen Ebene jeweils senkrecht zur Flugbahn [Gru84]. Die Randbedingungen beziehen sich dabei jedoch nur auf die Flugbahn und nicht auf das Flugzeug, d.h. sie sind so gewählt, dass implizit ein koordinierter Kurvenflug vorausgesetzt wird. Außergewöhnliche Flugzustände oder Windeinfluss lassen dieses Verfahren scheitern [Pur99].

PURPUS diskutiert in seiner Arbeit die Rolle der Prädiktion in dreidimensionalen Flugführungsdarstellungen [Pur99]. Die Schwerpunkte liegen dabei in der Entwicklung realistischer, robuster Prädiktionsalgorithmen und der Erarbeitung von Konzepten zur dreidimensionalen Darstellung der vorhergesagten Fluglage und -position. Zur Berechnung der zukünftigen Position und Lage schlägt PURPUS eine Taylor-Reihenentwicklung der Flugbahn vor, die ausschließlich auf dem aktuellen Bewegungszustand des Flugzeuges beruht, was zur Entwicklung der so genannten Geotayl- und Aerotayl-Prädiktion führte. Während der erstgenannte Algorithmus die Beschleunigungen im geodätischen System als konstant annimmt werden bei letzterem neben konstanten flugzeugfesten Beschleunigungen auch die Drehgeschwindigkeiten im flugzeugfesten System als Konstanten berücksichtigt. Bei Analysen setzte sich der Aerotayl-Algorithmus aufgrund hoher Genauigkeiten auch bei langen Prädiktionsintervallen gegenüber dem Geotayl-Algorithmus durch. Im Vergleich zur Schnellzeitsimulation zeigte die Aerotayl-Berechnung ähnliche Genauigkeiten, wurde jedoch aufgrund geringeren Rechenaufwandes und der Unabhängigkeit vom Flugzeugmuster bevorzugt. Eine detaillierte Beschreibung des Algorithmus und der Vorgehensweise bezüglich einer adäquaten Filterung und Dämpfung sind in [Pur99] zu finden.

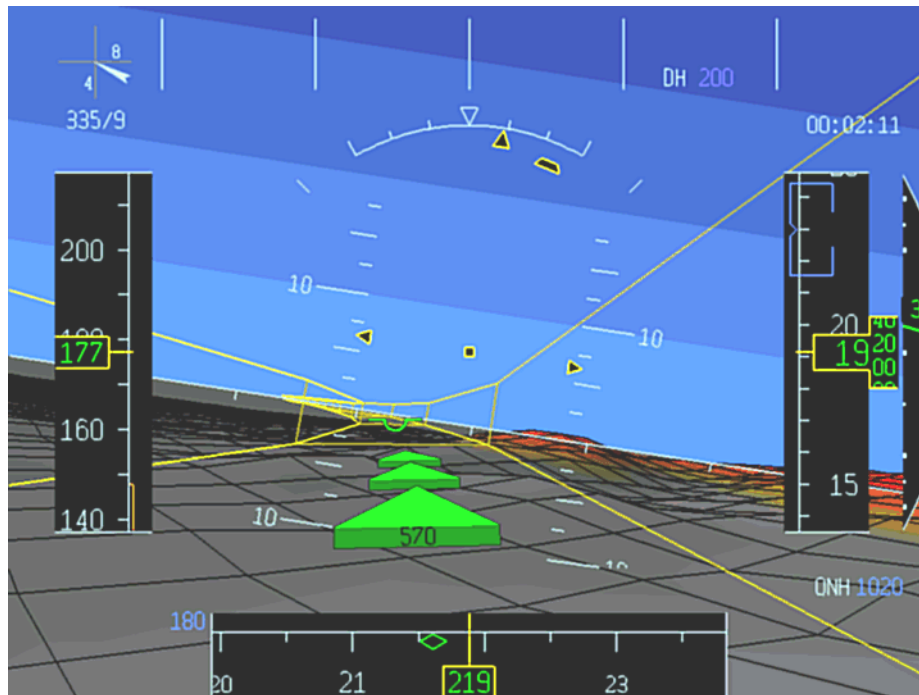


Abbildung 2.21.: Dreiecksprädiktor, Visiersymbolik und Soll-Flugbahn (nach [Pur99])

Im Unterschied zu traditionellen Prädiktoranzeigen schlägt PURPUS die Darstellung massiverer dreidimensionaler Elemente in gestaffeltem Abstand vor, um die vorhergesagte Flugposition und -lage zu visualisieren. Neben anderen wurde das in Abbildung 2.21 illustrierte Konzept des Dreiecksprädiktors mit *Birdie* entwickelt, welches aus drei äquidistanten Dreieckselementen besteht und in der Entfernung eines virtuellen fünften Elementes eine *Birdie* genannte Visiereinrichtung enthält. Diese Elemente müssen dann mit der Soll-Trajektorie in Überdeckung gebracht werden. Sie können jedoch auch ohne die Anzeige der Soll-Trajektorie angezeigt werden, um ein besseres Bewusstsein bezüglich des künftigen Flugzustandes zu vermitteln.

Kritisch angemerkt werden kann die relativ massive Darstellung der dreidimensionalen Prädiktorelemente. Dadurch werden Teile der Anzeige verdeckt und die Aufmerksamkeit stark auf den Prädiktor gelenkt. Weiterhin gibt es kein Referenzelement für die Visiereinrichtung. Der Prädiktor und die Sollbahn-Anzeige sind zwei unabhängige Elemente. Auch das in Abschnitt 2.4.2 erwähnte systematische Problem des Fliegens mit dem Prädiktor bei der Kurvенеin- und -ausleitung wurde nicht weiter beleuchtet.

2.5. Kommerzielle Produkte

Synthetische Sichtsysteme haben ihren Weg in die Luftfahrtregularien bisher noch kaum gefunden. Zwar gibt es Vorschriften zur Generierung von Flughafendaten [RTCA01] oder Gelände- und Hindernisdatenbanken [RTCA02] zur Nutzung in SVS, die Entwicklung von Vorschriften zur Nutzung und Zertifizierung von perspektivischen Flugpfadanzeigen befindet sich jedoch noch im Anfangsstadium [WWK01] [FAA05a]. Da die Installation eines SVS mit Flugpfadanzeige bisher keine operationellen (und damit ökonomischen) Vorteile bietet werden solche Systeme von den namhaften Ausrüsterfirmen der Verkehrsfliegerei nicht kommerziell angeboten. Dies könnte sich ändern, wenn beispielsweise die Minima, also die geforderte minimale vertikale und horizontale Sichtweite, bei Anflügen mit künstlicher Sicht niedriger wären als mit einer Standardinstrumentierung. Diese operationellen Vorteile könnten SVS dazu verhelfen, „sich den Weg ins Cockpit zu erkaufen“ [WWK01]. Die im

Folgenden genannten Produkte bedienen deshalb vornehmlich die allgemeine Luftfahrt oder die Geschäftsflierei.

2.5.1. FlightLogic von Chelton Flight Systems

Eines der ersten kommerziellen Produkte mit integrierter dreidimensionaler Flugpfadanzeige ist das *FlightLogic Synthetic Vision* EFIS der Firma Chelton Flight Systems [Che04]. Das seit 2004 erhältliche und vornehmlich für die allgemeine Luftfahrt entwickelte System besteht aus einem 3D-PFD und einem 2D-Multifunktionsdisplay (MFD) (Abbildung 2.22). Beide sind jeweils fest in eine dafür vorgesehene Hardwareeinheit integriert. Das System wurde 2005 nach dem Standard DO-178B, Level A zertifiziert. Dieser definiert die höchsten Sicherheitsanforderungen an Software im Luftfahrtbereich und regelt die Nutzung für höchst sicherheitskritische Anwendungen wie das PFD [RTCA92].

In der perspektivischen Anzeige des PFD sind neben der dreidimensionalen Flugpfadarstellung auch Geländeinformationen, Hindernisse und Start- und Landebahnen integriert. Die Soll-Trajektorie wird dabei ausschließlich durch grüne, viereckige Querelemente als *Highway-in-the-Sky* (HITS) visualisiert; Längselemente fehlen vollständig. Die Elemente haben stets einen Querschnitt von etwa 120 m x 100 m und erscheinen damit relativ groß für die vergleichsweise langsamen Fluggeschwindigkeiten der allgemeinen Luftfahrt. Das recht grobe Geländemodell wird nur im MFD farblich höhencodiert; im PFD wird der räumliche Eindruck des Geländes mit einer überlagerten Gitterstruktur verstärkt. Das System wurde im Rahmen des FAA-Projektes *Capstone* in umfangreichen Flugversuchen erfolgreich getestet [FAA05b].

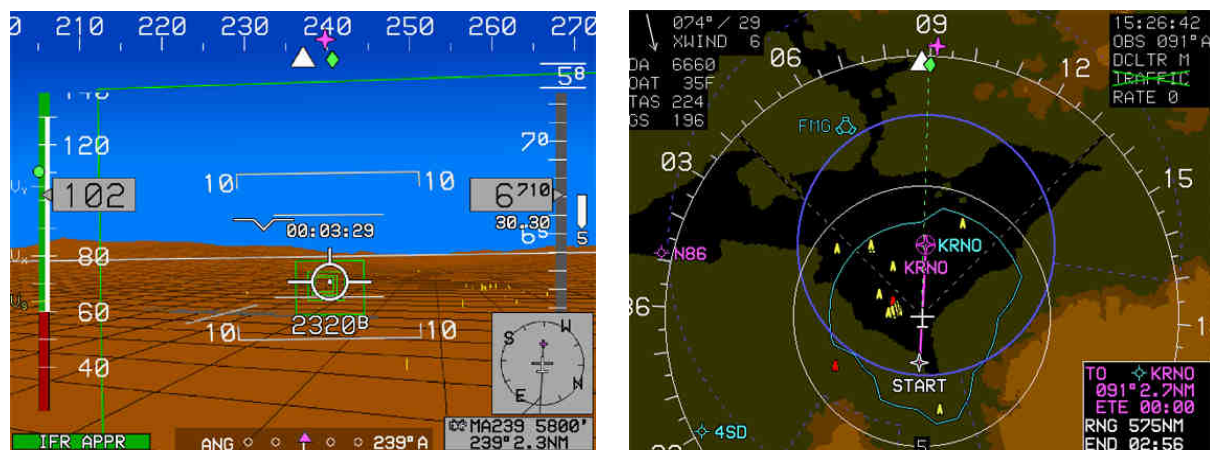


Abbildung 2.22.: *FlightLogic Synthetic Vision* EFIS der Firma Chelton Flight Systems

Chelton Flight Systems bietet neben dem *FlightLogic* System auch ein Experimentalsystem an, das jedoch bezüglich der Flugpfadarstellung keine wesentlichen Verbesserungen aufweist.

2.5.2. VistaNav von Mercury Computer Systems

Der Hersteller Mercury Computer Systems hat mit seinem SVS *VistaNav* 2006 nach eigenen Angaben das erste voll portable 3D-System für die allgemeine Luftfahrt auf den Markt gebracht [Mer06]. *VistaNav* ist dabei aus Gründen der Zertifizierung ausdrücklich als Multifunktionsdisplay und nicht als primäres Flugführungsdisplay ausgelegt, obwohl die Symbologie stark an die eines PFD angelehnt ist. Die Displayeinheit besteht aus einem *Tablet PC* (Abbildung 2.23 links) und kann an einer beliebigen Stelle im Cockpit befestigt werden. Die Daten des eigens für *VistaNav* in Zusammenarbeit mit dem Institut für Flugsysteme und Regelungstechnik der TU Darmstadt entwickelten Navigationssensors und des

Satellitenempfängers für Wetterinformationen werden drahtlos über eine *Bluetooth*-Schnittstelle übertragen.



Abbildung 2.23.: VistaNav MFD von Mercury Computer Systems [Mer06]

Der Soll-Flugpfad kann in der 3D-Ansicht, wie in Abbildung 2.23 rechts ersichtlich, perspektivisch dargestellt werden. In dem magentafarbenen Modell werden nur die Bodenelemente gezeichnet, wobei jedes zweite Element als transparente Fläche dargestellt wird. Ein quadratisches Querschnittselement wird in einem festen Abstand vor der aktuellen Position als Vorschau gezeichnet. Des Weiteren enthält die 3D-Ansicht schattierte und höhenabhängig eingefärbte Geländedaten, Hindernisse sowie Start- und Landebahnen.

2.5.3. Nav3D von Nav3D Corp.

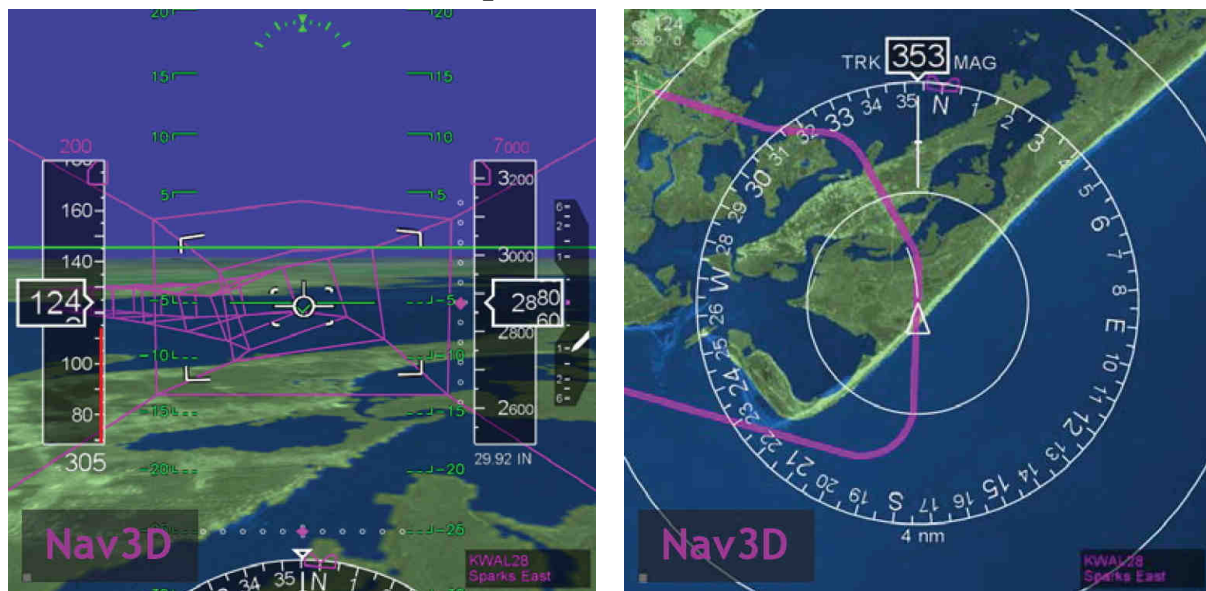


Abbildung 2.24.: Das Nav3D SVS

Das Unternehmen Nav3D bietet mit dem gleichnamigen Produkt im Gegensatz zu den vorgenannten Anbietern nur die SVS-Software an, die auf unterschiedlichen Plattformen installiert werden kann [Hug05]. Die perspektivische Flugpfadanzeige besteht bei *Nav3D* aus einem magentafarbenen, fünfeckigen Tunnel, mit einer leichten Auswölbung auf der Oberseite. In Abbildung 2.24 erkennt man weiterhin ein in 5,5 s voraus fliegendes Vorschaulement, wobei hier nur die Kanten eines Querschnittselements weiß angedeutet

werden. Die inneren weiß dargestellten Winkel dienen als verbesserte „Zieleinrichtung“ für den *Flight Path Predictor*. Dieser wird wie der *Flight Path Vector* bei Airbus als Kreis mit angedeuteten Flügeln und Leitwerk dargestellt.

Das Gelände kann in *Nav3D* mit photorealistischen Texturen überlagert werden, um den dreidimensionalen Eindruck mit Hilfe der Topographie zu unterstützen.

Nav3D wurde im Herbst 2006 von Mercury Computer Systems gekauft.

2.5.4. Vision-1 von Universal Avionics

Mit dem SVS *Vision-1* bietet das Unternehmen Universal Avionics eine Flugführungsanzeige mit dreidimensionalen Elementen an. Die Software läuft auf unterschiedlichen Hardware-Produkten von Universal Avionics. In der egozentrischen PFD-Ansicht ist die Geländedarstellung das einzige perspektivische Element. Diese ist mit einer generischen Textur und einem Gitternetz überlagert sowie schattiert und mittels Farbabstufung höhenkodiert. Eine Tunnelanzeige oder Ähnliches ist nicht vorhanden; die Flugführung erfolgt über einen *Flight Director*. Der Soll-Flugpfad und der prädizierte Flugpfad werden jedoch in einer so genannten exozentrischen Übersichtsansicht angezeigt. Dabei sieht man die momentane Flugsituation und das Flugzeug von einem externen Kamerastandort. In bestimmten Abständen werden Verbindungslinien vom Soll-Flugpfad zum Boden gezeichnet, um die dreidimensionale Zuordnung zu erleichtern. Abbildung 2.25 zeigt links die egozentrische PFD-Ansicht und rechts die exozentrische Übersicht.



Abbildung 2.25.: *Vision-1* von Universal Avionics

2.5.5. IPFD von Honeywell

Das so genannte *Integrated Primary Flight Display* (IPFD) von Honeywell unterstreicht die zunehmende Bedeutung von SVS in der Luftfahrt. Honeywell ist eine der ersten großen namhaften Anbieter von Luftfahrtsystemen für alle Flugzeugkategorien, die sich auf dem SVS-Markt platzieren. Zielgruppe für das IPFD ist die Geschäftsfliegerei. Das System wird im Laufe des Jahres 2007 für alle Gulfstream-Flugzeuge verfügbar sein, die mit dem so genannten *Primus Epic PlaneView* Avioniksystem ausgestattet sind. Die Integration auf weiteren Plattformen wird untersucht [Hon06].

Das IPFD beinhaltet mehrere dreidimensionale Funktionen wie die Anzeige von Gelände, Hindernisse oder Start- und Landebahnen. Es verfügt jedoch nicht über eine dreidimensionale Flugpfaddarstellung. Zur Führung während des Endanfluges werden Ablageanzeigen

3. Konzeption einer verbesserten perspektivischen Flugfadanzeige

Die in Abschnitt 2.4.1 und 2.4.2 umrissenen wegweisenden Studien zur perspektivischen Anzeige von Soll-Trajektorien können im Grunde bis heute als Basis fast aller vergleichbaren Anzeigen angesehen werden. Es wurde nachgewiesen, dass die Formate fast alle benötigten Informationen enthalten [Mul99]. Eine Vielzahl von Forschungseinrichtungen entwickelte seitdem eigene Implementierungen einer Flugführungsanzeige durch die dreidimensionale Darstellung des Soll-Flugpfades. Substantielle Verbesserungen gegenüber den klassischen Auslegungen wurden dabei jedoch kaum gefunden [Mul99].

Trotzdem bestehen weiterhin Probleme bei der Kurvoneinleitung, die noch nicht befriedigend gelöst werden konnten. Außerdem steht die perspektivische Flugfadardarstellung im Spannungsfeld zwischen Situationsbewusstsein und Überfrachtung der Anzeige: eine zu starke Hervorhebung des Flugpfades führt zu einer Überfrachtung der Anzeige und damit zu einer Reduzierung des Bewusstseins für andere flugrelevante Informationen. Des Weiteren erscheint die Anzeige des Flugpfades in vielen Implementierungen aus ergonomischer Sicht verbesserungsfähig.

Im Folgenden sollen Konzepte für die Verbesserung perspektivischer Flugfadanzeigen aufgezeigt werden. Dabei wird davon ausgegangen, dass eine relevante Soll-Trajektorie von einem Bordsystem unter Berücksichtigung der Randbedingungen der Flugsicherung berechnet wurde und dem Anzeigesystem vorliegt. Im Rahmen dieser Konzeption wird ausschließlich die Darstellung der Soll-Trajektorie behandelt. Methoden und Anzeigeformate zur Rückführung zur Soll-Trajektorie für den Fall, dass der Soll-Flugpfad über ein Toleranzmaß hinaus verlassen wurde, werden hier nicht beleuchtet. Auch die Anzeige von Richtungsvektoren oder Angaben zur Flughöhe, die beispielsweise von der Flugsicherung zugeteilt werden, sind nicht Inhalt dieser Arbeit.

3.1. Identifizierung relevanter Anwendungsfälle

Wie in Abschnitt 2.4.4 erwähnt, ist es durchaus sinnvoll, die Darstellung des Soll-Flugpfades an den jeweiligen Anwendungsfall anzupassen, da die Anforderungen für unterschiedliche Anwendungsfälle verschieden sein können. Fast alle bekannten Studien nutzen über den gesamten Verlauf der Soll-Trajektorie jeweils das gleiche Darstellungsformat. Als einzige Ausnahme kann die schon von WILCKENS und SCHATTENMANN vorgeschlagene Verjüngung der Querschnittsgeometrie zum Aufsetzpunkt hin angesehen werden. Damit soll das ILS nachgebildet und zur Landung hin eine präzisere Führung gewährleistet werden [WS68]. Dieser Fall wird in den meisten Arbeiten durch die lineare Reduzierung von Höhe und Breite der Flugfadengeometrie modelliert.

Mit dem in Abschnitt 2.4.4 beschriebenen Anzeigeformat der NASA wurde eine Flugfadanzeige entwickelt, die abhängig von der aktuellen Flugsituation bezüglich der Soll-Trajektorie ihr Format ändert. Dabei wird zwischen den beiden Hauptkriterien „Fliegen außerhalb der Begrenzungen des Flugpfades“ und „Fliegen innerhalb der Begrenzungen des Flugpfades“ unterschieden. Beim Übergang zwischen diesen beiden Fällen, also beim Einfliegen in den Bereich der dreidimensionalen Flugfadardarstellung, findet eine abrupte Änderung in den Randbedingungen und damit ein Wechsel zwischen zwei unterschiedlichen Darstellungskonzepten statt. Durch die Definition diskreter Randbedingungen können verschiedene Anwendungsfälle bestimmt und zwischen ihnen unterschieden werden.

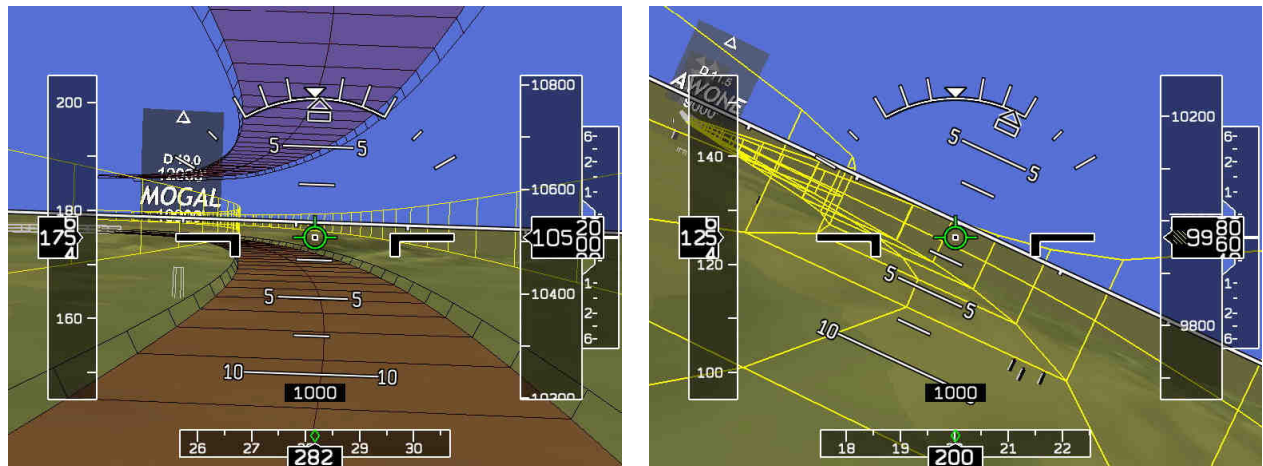


Abbildung 3.1.: Unterscheidung der Anwendungsfälle „Anfangsanflug“ (links) und „Endanflug“ (rechts) (aus [PSM06])

Neben dem Konzept der NASA findet sich in [PSM06] eine vom Autor dieser Arbeit entwickelte perspektivische Flugpfadarstellung, die, wie in Abbildung 3.1 illustriert, zwischen den Fällen „Anfangsanflug“ und „Endanflug“ unterscheidet. Im Anfangsanflug wird ein größerer Querschnitt als im Endanflug dargestellt. Die Darstellung ist dadurch, dass die Seitenelemente immer in der aktuellen Flughöhe angezeigt werden, auf die laterale Führung fokussiert. In vertikaler Richtung werden während des Anfangsanfluges ausschließlich die minimale und, falls vorhanden, die maximale Flughöhe als transparente Flächen dargestellt. Im Endanflug wird ein dreidimensionaler Kanal angezeigt, der Führungsinformationen in horizontaler und vertikaler Richtung zur Verfügung stellt. Der Übergang zwischen den Konzepten erfolgt abrupt.

Als weitere Besonderheit des NASA-Formates ist die Dynamik zu nennen: Beim zweiten der oben genannten Anwendungsfälle ändert sich die Geometrie des Querschnitts zur Laufzeit, abhängig von der momentanen vertikalen und horizontalen Ablage. Die kontinuierliche Änderung der Eingangswerte für die dynamische Berechnung des Querschnitts stellt jedoch nicht jeweils einen neuen Anwendungsfall dar. Erst die Überschreitung einer vorher definierten Grenze eines Eingangswertes führt zu einem anderen Anwendungsfall.

Die Definition von Anwendungsfällen ist in der Informatik ein weit verbreitetes Werkzeug zur Systemmodellierung. Die Beschreibung von Anwendungsfällen ist Teil der *Unified Modeling Language* (UML) geworden [OMG07]. „Ein Anwendungsfall beschreibt eine Menge von Folgen von Aktivitäten eines Systems aus der Sicht seiner Akteure, die für diese zu wahrnehmbaren Ergebnissen führen. Er wird immer durch einen Akteur ausgelöst [For02].“ Für die Beschreibung von Anwendungsfällen in komplexen Systemen wird im Rahmen des objektorientierten Entwurfes eine Vielzahl von Attributen wie etwa Ziel, Bereich, Akteure, Vorbedingungen, Nachbedingungen im Erfolgs- und Fehlerfall etc. verwendet. Eine detaillierte Auflistung dieser Attribute findet sich in [For02].

Für die Übersicht der hier identifizierten Anwendungsfälle werden nur die wichtigsten dieser Attribute benannt:

System

Als abstraktes System wird die graphische Generierung der perspektivischen Flugpfadarzeige angesehen.

Akteure

Der Flugplan bzw. die Soll-Trajektorie kann als ein abstrakter Akteur des Systems „perspektivischen Flugpfadarzeige“ angesehen werden. Einen weiteren abstrakten Akteur

stellt die aktuelle räumliche Fluglage bezogen auf die Soll-Fluglage dar. Als dritter Akteur sei das Anzeigesystem im Cockpit genannt. In den Fällen, in denen der Pilot selbst aktiv in die Selektion eines Darstellungsformats eingreift, ist dieser als eigenständiger Akteur zu nennen. Meistens befindet sich der Pilot jedoch wie die Flugsicherung auf einer übergeordneten Ebene außerhalb des Systems „perspektivischen Flugpfadanzeige“. Die Flugsicherung beeinflusst durch ihre Vorgaben den Akteur „Pilot“ und damit auch die Akteure „Flugplan/Soll-Trajektorie“ und „räumliche Fluglage“.

Im Folgenden sollen diskrete Randbedingungen definiert werden, anhand derer Anwendungsfälle sinnvoll von einander abgegrenzt werden können.

3.1.1. Flugphase

Die verschiedenen Phasen eines Fluges können als unterschiedliche Anwendungsfälle für die perspektivische Flugpfadanzeige angesehen werden. Die Übergänge zwischen den Flugphasen sind zum Beispiel durch das Erreichen bestimmter Höhen oder Wegpunkte definiert und lassen sich meist klar abgrenzen [ICAO06]. Da zwischen den verschiedenen Flugphasen zum Teil deutliche Unterschiede in Bezug auf Navigationsgenauigkeiten, -toleranzen oder Separation bestehen, ist für ein ganzheitliches *Gate-to-Gate*-Konzept die Entwicklung von Darstellungsformaten für die jeweilige Flugphase sinnvoll. So erscheint es wenig zweckmäßig, bei einer geforderten Navigationsgenauigkeit von mehreren Meilen für die Reiseflugphase den angezeigten Soll-Flugpfad auf wenige hundert Meter zu reduzieren.

Anwendungsfälle

Nach der Klassifizierung der Flugphasen in [ICAO06] lassen sich folgende flugphasenabhängige Anwendungsfälle für die dreidimensionale Flugpfaddarstellung bestimmen:

- Start,
- Startsteigflug,
- Streckenflug,
 - Steigflug zur Reiseflughöhe,
 - Reiseflug,
 - Abstieg,
 - Warteflug,
- Anflug,
 - Anfangsanflug,
 - Endanflug,
 - Fehlanflug,
- Landung,
- Tiefflug,
- Notabstieg.

Auslöser

Für die meisten genannten Anwendungsfälle ist der Auslöser das Eintreten einer neuen Flugphase. Diese werden vom FMS anhand des Flugplans detektiert. Mit Mitteln der Prädiktion ist es darüber hinaus auch möglich, das Eintreten in eine neue Flugphase im Voraus zu bestimmen und als Auslöser eines Anwendungsfalles eine zeitliche oder räumliche Distanz zum Eintritt in die jeweilige Flugphase zu bestimmen.

Die Anwendungsfälle „Fehlanflug“, „Tiefflug“ und „Notabstieg“ sind keine Standardflugphasen eines Fluges und bedürfen der Selektion bzw. der Bestätigung durch den Piloten.

3.1.2. Soll-Fluglage

Auch anhand der Soll-Fluglage im Bahnachsensystem lassen sich unterschiedliche Anwendungsfälle für die perspektivische Flugpfadanzeige definieren. Theoretisch ließe sich aus Position und Bahnwinkeln sowie deren Geschwindigkeiten und Beschleunigungen eine Vielzahl von Anwendungsfällen konstruieren. In der Flugpraxis sind jedoch besonders die Richtung und der Betrag des Soll-Flugbahnvektors von übergeordneter Bedeutung. In den heute gängigen Anzeigen wird dies durch den *Flight Path Director* und eine Markierung der Soll-Geschwindigkeit in der Geschwindigkeitsskala angezeigt. In dreidimensionalen Flugpfaddarstellungen muss der Soll-Flugbahnvektor durch die mentale Differenzierung der Position der einzelnen Elemente abgeleitet werden. Die Art und Weise, wie die oben genannten Variablen der Soll-Fluglage dargestellt werden, stellt jedoch keinen eigenen Anwendungsfall dar, sondern ein gesamtes Darstellungskonzept an sich, das je nach Anwendungsfall selektiert und angezeigt wird, oder direkt vom Piloten ausgewählt werden kann.

Sinnvolle Anwendungsfälle stellen dagegen Änderungen der Richtung und des Betrages des Soll-Flugbahnvektors dar. Während der Änderung der Querneigung kann es beispielsweise durchaus sinnvoll sein, andere Informationen graphisch darzustellen als beim stationären Geradeausflug.

Anwendungsfälle

Es ergeben sich damit folgende sinnvolle Anwendungsfälle in Abhängigkeit der Soll-Fluglage:

- Soll-Bahnwinkel,
 - konstanter Bahnneigungswinkel, $\dot{\gamma} = 0$,
 - horizontaler Flug, $\gamma = 0$,
 - Steigflug, Sinkflug, $\gamma \neq 0$,
 - Änderung des Bahnneigungswinkels, $\dot{\gamma} \neq 0$,
Abfangbogen; Übergang zwischen Steigflug, Sinkflug oder horizontalem Flug,
 - Beschleunigung des Bahnneigungswinkels, $\ddot{\gamma} \neq 0$,
Ein- bzw. Ausleiten eines Abfangbogens,
 - konstanter Bahnazimut, $\dot{\chi} = 0$,
Geradeausflug,
 - Änderung des Bahnazimut, $\dot{\chi} \neq 0$,
Kurvenflug,
 - Beschleunigung des Bahnazimut, $\ddot{\chi} \neq 0$,
Ein- bzw. Ausleitung des Kurvenflugs,
- Soll-Bahngeschwindigkeit,
 - konstante Bahngeschwindigkeit, $\dot{V}_k = 0$,
 - Änderung der Bahngeschwindigkeit, $\dot{V}_k \neq 0$.

Auslöser

Der Auslöser für die genannten Anwendungsfälle sind jeweils die erwähnten Parameteränderungen, die als Ergebnis der Trajektorienberechnung in der Beschreibung der Soll-Trajektorie vorliegen. Wie auch bei den in Abschnitt 3.1.1 beschriebenen Anwendungsfällen kann der Auslöser auch eine bestimmte zeitliche oder räumliche Distanz zum Punkt der berechneten Parameteränderung sein.

3.1.3. Momentane Fluglage

Die Relation der momentanen Fluglage zur Soll-Fluglage ändert sich quasi kontinuierlich. Die Ablagen zur Soll-Trajektorie sind genau wie die Differenzen der momentanen Bahnwinkel zu den Soll-Bahnwinkeln in ständiger Veränderung. Daraus ließen sich theoretisch beliebige Anwendungsfälle konstruieren. Aus diesem Grund ist es sinnvoll, diese Relation mit Hilfe von dynamischen Darstellungskonzepten abzubilden und zu verdeutlichen.

Trotzdem eignet sich die Relation der momentanen Fluglage zur Soll-Fluglage ebenfalls dafür, diskrete Abgrenzungen zwischen Anwendungsfällen zu bestimmen. So könnte zum Beispiel das Überschreiten eines bestimmten horizontalen Abstandes zum Soll-Flugpfad einen Anwendungsfall definieren. Bei der Erstellung eines Darstellungskonzeptes können Grenzen definiert und daraus Anwendungsfälle abgeleitet werden.

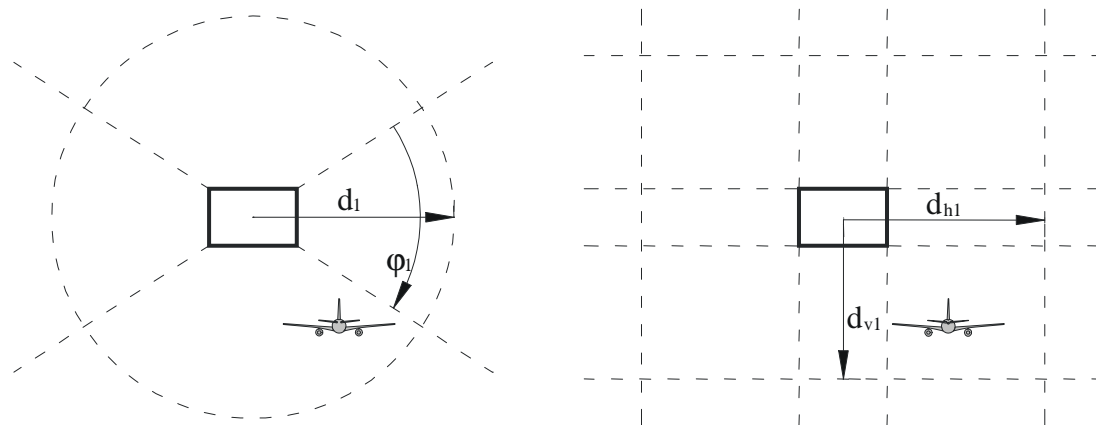


Abbildung 3.2.: Definition von Anwendungsfällen anhand der momentanen Fluglage

Anwendungsfälle

Folgende Anwendungsfälle sollen für die Relation von momentaner Fluglage zur Soll-Fluglage festgehalten werden:

- momentane Position in vordefinierten Differenzbereichen zum Soll-Flugpfad,
 - vordefinierte Winkelbereiche φ_i und Abstände d_i (Abbildung 3.2 links),
 - Vordefinierte horizontale und/oder vertikale Abstände d_{hi} , d_{vi} (Abbildung 3.2 rechts),
- momentane Bahnwinkel in vordefinierten Differenzbereichen zu den Soll-Bahnwinkeln,
- momentane Position in vordefiniertem Längsabstand zum angezeigten Flugpfad (zum Beispiel unterschiedliche Darstellung des Flugpfades ab n Meter vor der momentanen Position).

Auslöser

Momentane Fluglagen in den vordefinierten Differenzbereichen lösen die jeweiligen Anwendungsfälle aus. Mit den Mitteln der Prädiktion ist es möglich, das Eintreten etwaiger Anwendungsfälle vorherzusagen und das Darstellungskonzept eventuell schon vorausschauend anzupassen.

3.1.4. Betrachtete Anwendungsfälle

Das Auslösen von Anwendungsfällen überführt das System in unterschiedliche Zustände. Die Anwendungsfälle der oben genannten Kategorien können frei miteinander kombiniert werden. Während die Anwendungsfälle der Kategorie 3.1.1 „Flugphase“ unabhängig von einander sind und jeweils nur einer der Fälle zur Anwendung kommt sind die Anwendungsfälle der

Kategorie 3.1.2 „Soll-Fluglage“ auch untereinander kombinierbar. Dies führt zu einer großen Anzahl denkbarer Systemzustände, die im Rahmen einer umfassenden Konzeption der perspektivischen Flugpfaddarstellung berücksichtigt werden müsste. Da das Ziel dieser Arbeit jedoch nicht die Entwicklung eines Gesamtkonzeptes für die perspektivische Darstellung der Soll-Trajektorie für den gesamten Flug ist, sondern die Überarbeitung der allgemeinen Darstellung und die Verbesserung bekannter Probleme werden für diese Arbeit die betrachteten Anwendungsfälle eingeschränkt.

Da wie in Kapitel 1 erläutert bei Unfällen in der Flugphase „Anflug“ die meisten Opfer zu beklagen sind, konzentrieren sich die meisten Studien auf Anzeigeformate für diese Flugphase. Weiterhin sind die Anforderungen an die Navigationsgenauigkeit hier am höchsten. Auch im Rahmen dieser Arbeit wird ausschließlich diese Flugphase betrachtet. Weiterhin wird der Anwendungsfall „Änderung der Soll-Bahngeschwindigkeit“ nicht im Rahmen dieser Dissertation behandelt. Diverse Studien beschäftigen sich mit der Darstellung der Soll-Geschwindigkeit im Zusammenhang mit perspektivischen Flugpfaddarstellungen [Dij04] [BHV95]. Im Wesentlichen werden im Folgenden diejenigen Anwendungsfälle betrachtet, die von den Soll-Bahnwinkeln und den momentanen Positionsablagen abhängig sind.

3.2. Allgemeine Parameter der graphischen Darstellung

Im folgenden Abschnitt werden verschiedene grundlegende Parameter der perspektivischen Flugpfadanzeige beschrieben, die für die Entwicklung sinnvoller Konzepte zu berücksichtigen sind. Dabei werden vor allem die Gesichtspunkte der in Abschnitt 2.1 beschriebenen visuellen Wahrnehmung berücksichtigt. Als allgemeiner Anwendungsfall wird hierbei eine Soll-Trajektorie mit konstantem Bahnneigungswinkel ($\dot{\gamma} = 0$) und konstantem Bahnazimut ($\dot{\chi} = 0$) sowie eine momentane horizontale und vertikale Ablage innerhalb der dreidimensionalen Flugpfadbegrenzung zu Grunde gelegt.

3.2.1. Geometriegrundlage

Die Geometrie ist ein wichtiges Attribut der perspektivischen Flugpfadanzeige. Auch wenn eine Vielzahl von Geometriearten für die Darstellung denkbar wäre hat sich in den Forschungssystemen und kommerziellen Produkten die Kombination aus Quer- und Längselementen zur Darstellung des dreidimensionalen Körpers „Soll-Trajektorie“ etabliert. Diese werden meist mit Hilfe von Linienelementen als Drahtgitter dargestellt. Nur wenige Implementierungen nutzen Flächenelemente zur Anzeige von Flugpfadbegrenzungen. Bei der Nutzung von Flächenelementen in SV-Systemen sind diese transparent auszuführen, um räumlich dahinter liegende Elemente nicht zu verdecken (siehe Abbildung 2.23 und Abbildung 3.1 links). Doch selbst transparente Elemente führen zu einer Kontrastreduzierung und Farbverfälschung dahinter liegender Elemente und fördern damit eventuell eine zu starke mentale Fokussierung auf die Flugpfaddarstellung. Für die vorliegende Arbeit sollen daher ausschließlich Linienelemente berücksichtigt werden.

Bei der Wahl der Querschnittsform ist die Anzahl an Entwurfsmöglichkeiten theoretisch unbegrenzt. Gängige Darstellungen sind vor allem die *Tunnel-in-the-Sky* Darstellung (Abbildung 2.15) mit leichten Modifikationen (Abbildung 2.24) oder das oben offene Kanalformat (zum Beispiel Abbildung 2.14 oder Abbildung 3.1 links). Weiterhin wird in einigen Systemen die so genannte *Pathway*-Darstellung verwendet, bei der vornehmlich der Boden des Soll-Flugpfades als eine Art Luftstraße modelliert wird (Abbildung 2.23). Im Luftfahrtforschungsprogramm (LUFO) III des Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie (BMWi) wurde im Rahmen des Forschungsprojektes PILAS

(Pilotenassistenzsystem) eine Flugführungsanzeige für Helikopter entwickelt, die die Soll-Trajektorie als kreisförmigen Querschnitt darstellt [Wei06].

Die Tatsache, dass unterschiedliche Querschnittsformate einen verschiedenen Informationsgehalt besitzen, ist bei der Gestaltung und Wahl eines Formates zu beachten.

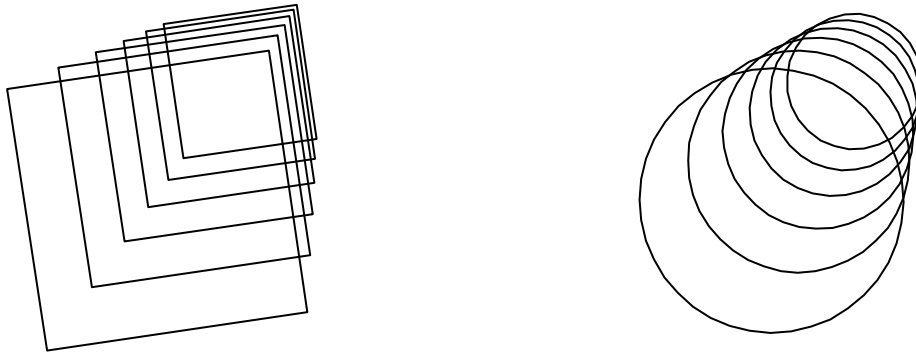


Abbildung 3.3.: Informationsgehalt unterschiedlicher Querschnittsformate

In Abbildung 3.3 sind beispielhaft ein Quaderquerschnitt und ein Kreisquerschnitt jeweils ohne Längselemente gegenüber gestellt. Bei beiden Querschnitten lässt sich der Fluchtpunkt und damit die relative Lage zur Flugpfadmittellinie vergleichsweise leicht mental ermitteln. Der Quaderquerschnitt scheint die Wahrnehmung des Fluchtpunktes jedoch durch die Abfolge der vier Eckpunkte zu erleichtern. Beim Kreisquerschnitt wird der Fluchtpunkt hauptsächlich über die nicht explizit dargestellten Tangenten konstruiert. Durch die implizite Darstellung der Hauptachsen des Querschnitts enthält der Quaderquerschnitt neben der Ablageinformation auch Informationen zur relativen Fluglage. Dass die aktuelle Fluglage einen positiven Rollwinkel gegenüber dem Flugpfad einnimmt ist beim Kreisquerschnitt nicht erkennbar. Des Weiteren markiert der *Tunnel-in-the-Sky* horizontale und vertikale Ablagelimitierungen gegenüber einer Limitierung des Gesamtabstandes beim Kreisquerschnitt, was besser den Definitionen in der Luftfahrt entspricht.

Wie in Abschnitt 2.4.3 beschrieben, wurde von MULDER eine detaillierte Analyse über den Informationsinhalt von *Tunnel-in-the-Sky* Anzeigen durchgeführt, wobei untersucht wurde, welche Elemente der Darstellung welche Informationen bereithalten. Demnach lassen sich durch die *Tunnel-in-the-Sky* Darstellung fast alle relevanten Informationen ableiten. Für eine nähere Beschreibung sei auf Abschnitt 2.4.3 bzw. [Mul99] verwiesen. Die Ergebnisse dieser Analyse, die einfache und intuitive Form und die weite Verbreitung in Forschungssystemen und kommerziellen Produkten legen die Nutzung der *Tunnel-in-the-Sky* Darstellung als Geometriegrundlage nahe.

3.2.1.1. Querschnittsgröße

Die Abmessung perspektivischer Flugpfadanzeigen ist in der Literatur häufiger Gegenstand von Untersuchungen. Darin wurde häufig der Zusammenhang von Fluggeschwindigkeit, Querschnittsgröße, Pfadfolgenauigkeit und Arbeitsbelastung analysiert [Wil73]. Kleinere Querschnitte führen bis zu einem gewissen Grad erwartungsgemäß zu einer Verbesserung der Pfadfolgenauigkeit bei gleichzeitiger Vergrößerung der Arbeitsbelastung. Eine Übertragung der Anforderungen an die Navigationsgenauigkeiten (*Required Navigation Performance*, RNP) der heutigen Luftraumstruktur auf die perspektivischen Anzeigen ist nur schwer möglich, da diese außerhalb des Endanflugbereiches zu relativ großen Abmessungen führen würde. Als Kompromiss zwischen der Pfadfolgenauigkeit und der Arbeitsbelastung für den Piloten werden in der Literatur bei Anfluggeschwindigkeiten von etwa 100 m/s häufig Flugpfadbreiten bis 100 m genutzt [Wil73] [Mul99] [Ver05].

3.2.1.2. Rotation um die Längsachse

Ein weiteres Hauptgestaltungskriterium ist die Rotation der Querschnittselemente um die Längsachse. Bei dem erstmals von GRUNWALD vorgestellten Konzept werden alle Elemente des Querschnitts um den Soll-Rollwinkel um die Längsachse gedreht [Gru84]. Dies soll die Einhaltung des Soll-Rollwinkels unterstützen, da bei keiner Differenz zwischen Soll- und Ist-Rollwinkel der Querschnitt parallel zu den Außenkanten der Anzeige dargestellt wird. Bei einem kontinuierlichen Übergang des Soll-Rollwinkels zwischen Gerade und Kurve könnte ein rotierter Querschnitt außerdem die Genauigkeit bei der Kurveneinleitung erhöhen. Als Beispieldarstellung sei auf Abbildung 3.24 verwiesen.

Die bekannten Studien zu diesem Thema zeigen keinen signifikanten Unterschied zwischen den beiden Alternativen [Gru84] [Mul99].

3.2.2. Farbgebung

Die visuelle Informationsaufnahme des Menschen geschieht wie in Abschnitt 2.1.1 beschrieben primär über die Detektion von Kanten und die mentale Rekonstruktion von Objektmodellen. Es ist also wichtig, Informationen durch entsprechende Symbolik und Gestalt zu vermitteln. Darüber hinaus ist es sinnvoll, beim Entwurf von Anzeigesystemen im Cockpit die Farbgebung zu verwenden, um die visuelle Wahrnehmung zu vereinfachen, Elemente hervorzuheben oder gleichartige Informationen zu gruppieren [SAE03].

3.2.2.1. Farbmodelle

Um Farben zu beschreiben stehen unterschiedliche Farbmodelle zur Verfügung. Dabei wird zwischen den physikalisch-technischen Farbmodellen und den wahrnehmungsorientierten Farbmodellen unterschieden. In physikalisch-technischen Farbmodellen werden Farben durch die Mischung dreier Primärfarben beschrieben. Die Art der Farbmischung und die Wahl der Primärfarben definieren verschiedene Farbmodelle. Zu den wichtigsten physikalisch-technischen Farbmodellen gehören das RGB-Farbmodell und das CMY-Farbmodell. Ersteres wird als Mischung der Primärfarben Rot, Grün und Blau bei Bildschirmanzeigen verwendet, letzteres mischt die Farben Zyan (*Cyan*), Magenta und Gelb (*Yellow*) und wird zum Beispiel bei Druckern verwendet. Die Beschreibung einer Farbe nur über die drei Primärfarben ist wenig intuitiv und ohne graphische Anzeige schwer möglich [FDF97].

Wahrnehmungsorientierte Farbmodelle basieren auf der menschlichen Farbwahrnehmung. Im so genannten HSB-Modell werden Farben beispielsweise mit den Begriffen Farbton (*Hue*), Sättigung (*Saturation*) und Helligkeit (*Brightness*) beschrieben. Dies ähnelt der menschlichen Farbwahrnehmung und vereinfacht die Zusammenstellung und Beschreibung von Farben. Dazu wird über den Farbton eine Farbe des Farbspektrums gewählt. Diese werden in Grad zwischen 0° und 360° angegeben (Rot: 0°, Gelb: 60°, Grün: 120°, Zyan: 180°, Blau: 240°, Magenta: 300°). Die Sättigung entspricht der Abstufung zwischen einem Grauton und dem gewählten Farbton. Über die Helligkeit kann der Grauton für die Abstufung zwischen schwarz und weiß variiert werden [FDF97].

Als Modell zur Beschreibung für Farben in Flugführungsanzeigen wird ein wahrnehmungsorientiertes Farbmodell empfohlen [Kau98]. Für die Anzeige am Bildschirm müssen diese dann in das RGB-Modell überführt werden.

3.2.2.2. Relevante Luftfahrtstandards

In der Luftfahrt existieren einige relevante Richtlinien, die den Einsatz von Farben in Cockpitanzeigen behandeln. Während die Empfehlung (*Aerospace Recommended Practice*) ARP5364 [SAE03] der *Society of Automotive Engineers* (SAE) allgemeine Richtlinien zur

Nutzung von Farben in Flugführungsanzeigen beinhaltet, definieren die Lufttüchtigkeitsforderung (*Technical Standard Order*) TSO-C113 [FAA86] und das Rundschreiben AC 25-11 [FAA87] der FAA detailliertere Anforderungen an Farbgebungen in Cockpitinstrumentierungen. Eine gute Übersicht über weitere Richtlinien und Vorschriften findet sich in [Yeh04].

Die Anzahl der Farben, zwischen denen auf einem einzelnen Display unterschieden werden kann, ist nach [SAE03] im Allgemeinen auf sieben bis neun limitiert. Eine größere Farbzahl führt zu kleineren Abstufungen des Farbspektrums und damit zu einer verschlechterten Wahrnehmung. In synthetischen Sichtsystemen werden mehr Elemente dargestellt als in herkömmlichen Anzeigen, was das Festhalten an der oben genannten Anzahl von sieben bis neuen Farben erschwert. Gerade für die Einfärbung unterschiedlicher Höhenabschnitte bei der Geländedarstellung werden meist mehrere Farbtöne verwendet, die abhängig von der Beleuchtungssimulation jeweils in einer Vielzahl von Sättigungs- und Helligkeitsstufen dargestellt werden.

Die Farbgebung für einzelne Elemente der Führungsanzeigen ist in den Richtlinien generell nicht bindend vorgeschrieben. Ausnahmen bilden dabei Informationen über Gefahren, die eine sofortige Korrekturmaßnahme erfordern könnten, und über Sachverhalte, die zukünftige Korrekturmaßnahmen zur Folge haben könnten: Die so genannten Warnungen (*Warnings*) sind verbindlich in Rot darzustellen; Vorwarnungen (*Cautions*) müssen in Orange angezeigt werden [Yeh04]. Für andere Elemente der Anzeige können weitere Farben vergleichsweise frei gewählt werden. Für die gewählten Farben ist jedoch nachzuweisen, dass diese unter typischen Sichtbedingungen, besonders während Situationen hoher Arbeitsbelastung oder Stress, einfach und genau von einander unterschieden werden können [SAE03]. Tabelle 3.1 stellt eine Empfehlung für die Farbgebung von Anzeigeelementen in Abhängigkeit von ihrer funktionellen Bedeutung dar.

Allgemeine Anzeigeelemente	Farbe	
Warnungen	Rot	
Flugleistungs- und Systemgrenzen	Rot	
Vorwarnungen	Orange	
Erde/Boden	Braun	
Skalen und zugehörige Abbildungen	Weiß	
Gewählte Modi	Grün	
Himmel	Zyan/blau	
ILS-Ablage Zeiger	Magenta	
Flight Director Balken	Magenta	
Spezielle Anzeigeelemente	Farbsatz 1	Farbsatz 2
Längsachsenreferenzsymbol	Weiß	Gelb
Aktuelle Daten/Werte	Weiß	Grün
Vorselektierte Modi	Weiß	Zyan
Ausgewählte Daten/Werte	Grün	Zyan
Ausgewählter Gierwinkel	Magenta	Zyan
Aktive Flugroute/Flugplan	Magenta	Weiß

Tabelle 3.1.: Empfehlung für die Farbgebung von Anzeigeelementen ([FAA87])

3.2.2.3. Farbwahl

Bei der perspektivischen Flugpfaddarstellung handelt es sich um das Anzeigeelement „Aktive Flugroute/Flugplan“. In heutigen mit EFIS ausgestatteten Verkehrsmaschinen wird der Flugplan ausschließlich auf dem ND graphisch angezeigt. Bei den beiden großen Flugzeugherstellern Airbus und Boeing unterscheiden sich die Farbgebungen des Flugplans auf den benutzten Navigationsdisplays. Während die Ausrüster der meisten Boeingmaschinen die Farbgebung konform zu den in Tabelle 3.1 beschriebenen Richtlinien gestalten und beispielsweise den Flugplan oder den *Flight Director* in Magenta darstellen, benutzen die Ausrüster der Airbusflugzeuge im Allgemeinen die Farbe Grün für den *Flight Director* und die Flugplananzeige. Vor dem standardmäßig schwarzen Hintergrund des ND bilden beide Farben einen ausreichenden Kontrast. Werden jedoch unterschiedlich eingefärbte Wetter- oder Geländedaten angezeigt kann die Wahrnehmung des Flugpfades degradieren.

Die in Abschnitt 2.5 vorgestellten kommerziellen Systeme nutzen ebenfalls entweder Grün oder Magenta in der perspektivischen Anzeige des Soll-Flugpfades auf dem PFD. Viele Forschungssysteme stellen die Soll-Trajektorie in Weiß dar; die meisten perspektivischen Flugpfaddarstellungen an der TUD werden in Gelb angezeigt (siehe Abbildung 3.1). Die Farbwahl des Flugpfades im PFD gestaltet sich schwierig, da die Hintergrundfarbe stark variieren kann. So reicht die Spanne der für die Geländevisualisierung eingesetzten Farben von Braun über Grün bis hin zu Gelb, Orange oder Rot im Falle einer Geländewarnung. Der für die Farbwahl des Flugpfades zugrunde gelegte Standardfall besteht aus der Anzeige des Himmels in einem Blauton sowie des Geländes in einem Grünton.

Das *World Wide Web Consortium* (W3C) empfiehlt in Richtlinien zur verbesserten Wahrnehmung von Webseiten verschiedene Algorithmen, um die Farbwahl von Elementen vor einem farbigen Hintergrund zu bewerten. Das Ergebnis der Algorithmen sind Maßzahlen für das Kontrastverhältnis sowie Farb- und Helligkeitsdifferenzen. Das Kontrastverhältnis c_r wird dabei nach folgender Vorschrift bestimmt [W3C07]:

$$c_r = (L_1 + 0.05)/(L_2 + 0.05), \quad (3.1)$$

wobei L_1 die relative Helligkeit der helleren Farbe und L_2 die der dunkleren Farbe des Vorder- oder Hintergrundes bezeichnet. Die relative Helligkeit L_i ergibt sich aus einem Faktor f_j jeweils für den Rot-, Grün- und Blauanteil der entsprechenden Farbe.

$$L_i = 0.2126 * f_{R_i} + 0.7152 * f_{G_i} + 0.0722 * f_{B_i} \quad (3.2)$$

Der Faktor f für die jeweilige Farbkomponente berechnet sich nach der folgenden Gleichung.

$$f_j = \begin{cases} \frac{j}{12.92} & \text{für } j < 0.03928 \\ \left(\frac{j + 0.055}{1.055} \right)^{2.4} & \text{sonst} \end{cases} \quad j \in \{R, G, B\} \quad (3.3)$$

Die jeweiligen Werte der Farbkomponenten RGB liegen zwischen 0 und 1. Als Mindestmaß für das Kontrastverhältnis empfiehlt die W3C ein Verhältnis von 5:1, bei einer Vergrößerung der Vordergrundelemente ist ein Verhältnis von 3:1 ausreichend.

Die Helligkeitsdifferenz Δb ist nach [W3C00] definiert durch:

$$\Delta b = |299(R_1 - R_2) + 587(G_1 - G_2) + 114(B_1 - B_2)| * 0.255. \quad (3.4)$$

Die Farbdifferenz Δh wird nach [W3C00] folgendermaßen berechnet:

$$\Delta h = (\max(R_1, R_2) - \min(R_1, R_2) + \max(G_1, G_2) - \min(G_1, G_2) + \max(B_1, B_2) - \min(B_1, B_2)) * 255. \quad (3.5)$$

Der Schwellwert für eine positive Helligkeitsdifferenz ist auf 125 festgesetzt; die Farbdifferenz sollte für eine positive Bewertung 500 überschreiten [W3C00].

In der folgenden Tabelle werden die Maßzahlen für verschiedene Farbkombinationen dargestellt. Als Hintergrundfarbe des Himmels wird dabei ein vollgesättigtes Blau (240°) bei voller Helligkeit verwendet (RGB: 0,0,255). Die Farbe des Geländes ist im Allgemeinen kein vollgesättigtes Grün (120°) und wird für den Farbvergleich mit einer Sättigung von 80% und einer Helligkeit von 50% angenommen.

		Magenta	Grün	Weiß	Gelb
Blau	c_r (>5)	2.7	6.2	8.5	8.0
	Δb (>125)	76	120	226	197
	Δh (>500)	255	510	510	765
Grün	c_r (>5)	1.4	3.2	4	4.1
	Δb (>125)	11	56	161	132
	Δh (>500)	594	171	569	370

Tabelle 3.2.: Vergleich von Vordergrundfarben vor blauem und grünem Hintergrund

Die Werte in Tabelle 3.2 zeigen, dass die Farbe Weiß am Besten für die Flugpfaddarstellung geeignet wäre. Nur ein Wert erreicht die vom W3C gesetzten Grenzen nicht. Da jedoch die Farbe Weiß für die meisten Anzeigeskalen verwendet wird, wäre eine intuitive Gruppierung der Elemente nach ihrer Farbe nicht immer gewährleistet. Aus diesem Grund wird für die Flugpfadanzeige im Rahmen dieser Arbeit die Farbe Geld gewählt.

3.2.3. Kontrast

Die vorangegangene Farbwahl bezieht sich auf die Anzeige eines Standardhintergrundes mit Blau- und Grüntönen. Da der Hintergrund jedoch, wie oben erwähnt, aufgrund von Geländewarnungen oder weiteren dreidimensionalen Elementen auch solche Farben annehmen kann, vor denen sich die gewählte Farbe schlechter abhebt, ist es notwendig, den Kontrast zu erhöhen. Um dies zu erreichen sollen die Elemente des Flugpfades farblich umrandet werden. Eine schwarze Umrandung eignet sich dafür besonders, da Schwarz selten für die Darstellung von Elementklassen benutzt wird. Des Weiteren erfüllt die Farbe Gelb auf einem schwarzen Hintergrund alle von der W3C vorgeschlagenen Schwellwerte für Farbkontraste.

3.2.4. Sichtweite

Die Sichtweite wird in der Realität hauptsächlich durch die Krümmung der Erde und die Lichtdämpfung infolge von Absorption der Atmosphäre begrenzt. Durch diese Faktoren wird direkt die Lage des natürlichen Sichthorizontes beeinflusst.

Auf den Führungsinstrumenten im Cockpit wurde der so genannte künstliche Horizont eingeführt, um zum einen unabhängig von etwaigen atmosphärischen Schwankungen zu sein und zum anderen, um eine bessere Referenz zur momentanen Fluglage, im Besonderen zum Nickwinkel, zu erhalten. Der künstliche Horizont beschreibt die Grenze zwischen Erdoberfläche und Himmel bei einer ebenen Projektion der Erde auf eine Fläche und

unendlicher Sichtweite. Die Darstellung der Erde als ebene Fläche ist auch bei SV-Systemen Standard. Die „Entzerrung“ der Erdkrümmung hat in synthetischen Sichtsystemen weiterhin den Vorteil, dass weit entfernt liegende Erhebungen mit einer Höhe über der aktuellen Flughöhe auch oberhalb des künstlichen Horizontes dargestellt werden und nicht infolge der Erdkrümmung niedriger erscheinen. Die Sichtweite in der synthetischen Darstellung ist theoretisch unbegrenzt (siehe Abschnitt 2.2.3); ab einer gewissen Entfernung werden Objekte bei der perspektivischen Projektion jedoch so klein abgebildet, dass es nicht sinnvoll ist, sie überhaupt darzustellen.

3.2.4.1. Auflösungsgrenzen

Auch bei der Konzeption der dreidimensionalen Flugpfaddarstellung ist die Sichtweite ein wichtiger Parameter. In vielen Implementierungen ist die Sichtweite der Soll-Trajektorie gänzlich unbegrenzt. So werden beispielsweise Anflugverfahren komplett über viele Kilometer von der aktuellen Position bis zur Landung angezeigt. Dies kann vor allem bei gekurvten Anflügen oder solchen mit Standard-Verfahrenskurve (*Procedure Turn*) dazu führen, dass räumlich weiter entfernte Elemente optisch mit räumlich näheren kollidieren. Die damit einhergehende Überfrachtung der Anzeige kann zu einer erschwerten Wahrnehmung der Elemente führen und damit die Arbeitsbelastung des Piloten erhöhen. Generell stellt sich die Frage, bis wie weit in die Zukunft Führungsdaten im PFD angezeigt werden sollen. Während das ND für die strategische Planung benutzt wird und deshalb den Flugpfad über eine sehr weite Distanz anzeigt, ist die Ausrichtung des PFD vornehmlich taktischer Natur.

Bei der Begrenzung der Sichtweite ist es sinnvoll, die maximale Sichtdistanz für den Soll-Flugpfad unabhängig von der Sichtweite der restlichen umgebenden Szenerie zu behandeln. Während zum Beispiel die Darstellung des Geländes aufgrund seiner Größe abhängig von der Flughöhe in einem Umkreis von mehreren Dutzend Kilometern sinnvoll ist, trifft dies für die vergleichsweise kleinen Elemente des Flugpfades nicht zu. Nach Gleichung (2.3) ist die Größe einer 10 km entfernten, 100 x 100 m² großen Fläche bei der Projektion mit einem Sichtwinkel von 60° auf einen Bildschirm mit 15 cm Breite nur noch gut einen Quadratmillimeter groß. Gibt man die Bildschirmbreite als Anzahl der Bildpunkte (*Pixels*) der horizontalen Auflösung an, kann mit der gleichen Rechenvorschrift auch die Größe eines abgebildeten Objekts in Bildpunkten angegeben werden. Bei einer horizontalen Bildschirmauflösung von 1000 Bildpunkten würde das oben genannte Beispiel in einer Darstellung von etwa 9 x 9 Bildpunkten resultieren. In [Kau98] wird eine Mindestausdehnung von 10 Bildpunkten für ein Objekt gefordert, was aus Richtlinien für die Erkennbarkeit von Symbolen hergeleitet wird. Kleinere Abbildungen führen gerade bei Objekten, die sich relativ zum Augpunkt bewegen, zu störenden Darstellungen.

Bei den oben genannten Abmessungen entspräche die Forderung nach einer Mindestauflösung von 10 Bildpunkten einer maximalen Sichtweite von ungefähr 9 km. Da die reale Objektgröße dabei linear in die Rechnung mit eingeht, halbiert sich die maximale Sichtweite bei einer Fläche von 50 x 50 m². Weiterhin ist zu beachten, dass es sich bei dem dargestellten Objekt nicht um eine gefüllte Fläche handelt, sondern nur um die Begrenzungen einer Fläche durch Linien. Das bedeutet, dass bei einer Auflösung von 10 x 10 Bildpunkten nur noch eine qualitative Information zu erkennen sein wird, wie etwa das räumliche Abbiegen des Soll-Flugpfades. Zusätzliche Informationen wie etwa der Soll-Rollwinkel sind zu diesem Zeitpunkt jedoch auch noch irrelevant.

3.2.4.2. Darstellung der Sichtgrenzen

Zur Beschränkung der Sichtweite ist es denkbar, Elemente erst dann darzustellen, wenn sie einen bestimmten Abstand zur momentanen Position unterschreiten. Dieses diskrete

Einblenden wird beispielsweise bei einigen Implementierungen der NASA verwendet. Die daraus resultierenden sprunghaften Helligkeitsunterschiede der Abbildung sorgen für Unruhe in der Gesamtdarstellung und können, wie in Abschnitt 2.1 beschrieben, aus wahrnehmungspsychologischer Sicht leicht die Aufmerksamkeit auf sich lenken. Dies wurde bei Voruntersuchungen zu dieser Arbeit von Piloten ebenso empfunden und bestätigt [Sin05].

Sinnvoller wäre es, die Elemente in einem vordefinierten Abstandsbereich kontinuierlich einzublenden. Dabei liegt es nahe, die Transparenz eines Objektes dafür zu benutzen. Wird die Transparenz eines Objektes über eine längere Distanz von 100% (unsichtbar) zu 0% (undurchsichtig) verändert, lässt sich damit nicht nur die Sichtweite begrenzen. Durch die Simulation atmosphärischer Absorption lässt sich die in Abschnitt 2.1.5.2 beschriebene atmosphärische Perspektive darstellen, was eine verbesserte Tiefenwirkung zur Folge hätte. Räumlich weiter entfernte Objekte würden sich nicht nur aufgrund ihrer abgebildeten Größe von näheren abgrenzen, sondern auch auf intuitive Art durch ihre optische Deckkraft.

Die Absorption von Lichtteilchen in einem absorbierenden Medium lässt sich durch das LAMBERT-BEER'sche Gesetz (3.6) beschreiben [Atk96].

$$I(s) = I_0 e^{-\mu s} \quad (3.6)$$

$I(s)$ ist dabei die resultierende Intensität von Licht, welches mit der Ausgangsintensität I_0 ein Medium mit dem Absorptionskoeffizienten μ auf einer Strecke s durchquert. Über die Variation von μ lassen sich unterschiedlich absorbierende Luftschichten definieren. Soll beispielsweise der Einblendvorgang in einer Distanz zwischen $d_{\min} = 7$ km und $d_{\max} = 9$ km von der aktuellen Position aus erfolgen, wäre folgende Definition von $\mu(s)$ denkbar:

$$\mu(s) = \begin{cases} \infty & \text{für } d_{\max} < s \\ \mu_0 & \text{für } d_{\min} < s < d_{\max} \\ 0 & \text{für } s < d_{\min} \end{cases} \quad (3.7)$$

Da sich dann der Übergang zwischen den Intensitäten auf einen vom Augpunkt relativ weit entfernten Bereich bezieht, ist es denkbar, den Übergangsbereich linear zu approximieren. Auch die Graphikprogrammierschnittstelle *OpenGL* (*Open Graphics Library*) bietet neben dem exponentiellen Intensitätsübergang einen linearen Übergang nach folgender Vorschrift an [SA06]:

$$I(s) = I_0 \frac{d_{\max} - s}{d_{\max} - d_{\min}}. \quad (3.8)$$

Zur qualitativen Simulation der atmosphärischen Perspektive und dem kontinuierlichen Einblenden der Flugfadenelemente ist die einfachere Berechnung durch die lineare Approximation ausreichend.

In der Realität und der allgemeinen Absorptionssimulation beziehen sich die oben genannten Berechnungsvorschriften auf die absolute Distanz, die die Lichtwellen durch ein Medium zurücklegen. Die Variable s beschreibt also den Abstand zwischen Objekt und Auge. Beim Abfliegen einer Soll-Trajektorie kann es gerade bei Anflugverfahren dazu kommen, dass zeitlich spätere Soll-Positionen räumlich näher an der momentanen Position liegen als zeitlich frühere. Ein Beispiel dafür ist die in Abbildung 3.4 dargestellte Standard-Verfahrenskurve. Dabei befindet sich das Flugzeug im Gegenanflug auf dem gleichen Radial wie im Endanflug, allerdings in entgegengesetzter Richtung und größerer Höhe. Nach dem Ausführen der Verfahrenskurve geht das Flugzeug in den Endanflug über.

Bei der Simulation der atmosphärischen Perspektive basierend auf der absoluten Distanz kann es vorkommen, dass Teile des Flugpfades dargestellt würden, die zeitlich nach anderen abgeflogen werden, die eventuell nicht gezeichnet werden, aber von größerer Relevanz wären (Abbildung 3.4 links). Um dem zu begegnen bietet sich die Simulation in Abhängigkeit der Bahndistanz als Alternative an. Dabei wird, wie in Abbildung 3.4 rechts dargestellt, die Intensität in Abhängigkeit der Bahndistanz s_p berechnet. Dies führt zu einer ergonomisch sinnvolleren Darstellung, da die Elemente in Abhängigkeit ihrer zeitlichen Relevanz eingeblendet werden.

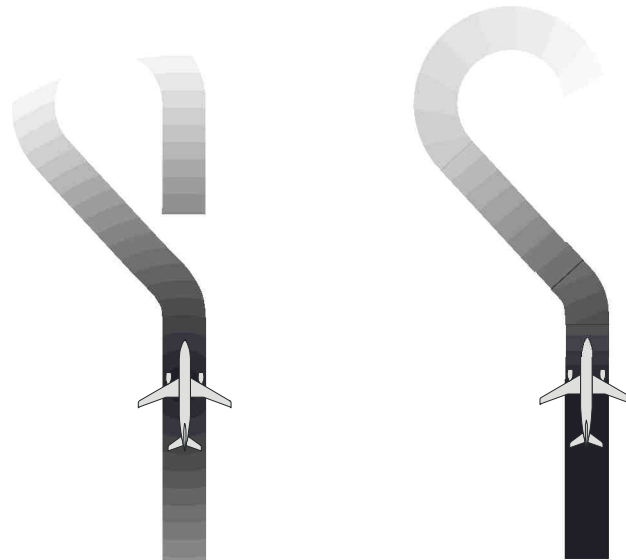


Abbildung 3.4.: Absolute Distanz und Bahndistanz zur Simulation der atmosphärischen Perspektive

Das Ausblenden sehr naher Flugpfadelemente stellt eine weitere Begrenzung des Darstellungsraumes dar, die in Betracht gezogen werden sollte. Bei der Flugpfaddarstellung handelt es sich um rein virtuelle dreidimensionale Elemente, die nicht mit Objekten in der Realität korrespondieren. Während die Kollision mit Bildelementen, die reale Objekte wie Gelände oder Hindernisse symbolisieren, unbedingt vermieden werden muss, stellt die Kollision mit Bildelementen des Flugpfades an sich noch kein sicherheitskritisches Geschehen dar. Trotzdem besteht die Gefahr, dass die Flugpfadelemente als reale Objekte interpretiert werden und der Pilot dadurch dazu verleitet wird, eine mögliche Kollision unbedingt zu vermeiden. Wendet er dazu unnatürliche Steuereingaben an, kann dies zu einem Sicherheitsrisiko führen. Durch das Einführen einer nahen Sichtgrenze würden Kollisionen mit Elementen auf dem Bildschirm ausgeschlossen werden.

Ein weiteres Argument für das Ausblenden sehr naher Tunnelelemente ist gerade bei der *Tunnel-in-the-Sky* Geometrie die Gefahr eines „Tunnelblicks“. Durch das Fliegen innerhalb der klaren Abgrenzungen der Tunnelgeometrie spaltet sich die Gesamtszene gewissermaßen in zwei überlagert angezeigte Darstellungsebenen: die Flugpfaddarstellung und die restliche Szene. Untersuchungen belegen, dass bei zwei überlagert angezeigten Darstellungen jeweils eine erfolgreich überwacht werden kann, indem die andere mental herausgefiltert wird. Sollen jedoch beide Ebenen gleichzeitig überwacht werden, führt dies zu Schwierigkeiten bei der Wahrnehmung kritischer Ereignisse [NB75]. Im vorliegenden Fall wird sich der Pilot beim Blick auf das PFD verstärkt auf die momentane Aufgabe der Flugführung konzentrieren, die durch den *Tunnel-in-the-Sky* auch hervorstechend dargestellt wird. Etwaige Elemente der restlichen Szene wie die Anzeige des Geländes oder des Fremdverkehrs verlieren an Aufmerksamkeit. Diese Befürchtungen brachte auch die FAA zum Ausdruck [FAA05a].

MULDER befürchtet gar, dass im hauptsächlichen Vorteil von perspektivischen Flugführungsanzeigen, nämlich dem Lenken der Aufmerksamkeit auf die Flugführungsaufgabe, durch die Beeinträchtigung des globalen Bewusstseins auch ihre Hauptschwäche liegen könne [Mul03a].

Durch das Ausblenden naher Flugpfadelemente, die infolge der Projektion relativ groß abgebildet werden, kann der Eindruck des Tunnelblicks eventuell vermindert werden. Die Flugpfaddarstellung konzentriert sich auf den zentralen Bereich; im peripheren Anzeigebereich bleibt ausreichend Platz für die nicht überlagerte Darstellung der restlichen Szene. Verglichen mit dem Ausblenden entfernter Flugpfadelemente ist es beim Ausblenden naher Flugpfadelemente noch wichtiger, diese kontinuierlich auszublenden. Das abrupte Entfernen sichtbarer Elemente, die einen großen Bereich der Anzeige einnehmen, sorgt für Unruhe und beeinträchtigt die Aufmerksamkeit. Diese Überlegungen wurden in Befragungen von Piloten geteilt [Sin05].

3.2.4.3. Einfluss der Sichtweite auf die Steuerstrategie

Studien zur Steuerstrategie bei der Fahrzeugführung belegen, dass ein Fahrer seinen Blick sowohl auf nahe gelegene Elemente richtet, um das Fahrzeug entlang der Straße auszurichten, als auch auf weiter entfernte, um zukünftige Richtungsänderungen des Fahrbahnverlaufs frühzeitig zu antizipieren. Diverse Arbeiten beschäftigen sich mit der Frage, welche Distanz im Voraus der Fahrer fokussiert. Zu der Frage, ob diese Distanz abhängig von der Geschwindigkeit ist, konnte keine einheitliche Aussage gemacht werden. Allerdings ist die Vorschauabstanz abhängig von der Krümmung der Trajektorie und reduziert sich bei engen Kurven auf eine Distanz von etwa 2-4 s vor der momentanen Position [Mul99].

MULDER untersuchte den Einfluss der Sichtweite bei der perspektivischen Flugpfadanzeige auf die Steuerstrategie von Piloten. Dazu wurde den Piloten ein in Längsrichtung stark eingeschränkter dreidimensionaler Flugpfad in 100 m, 200 m, 400 m oder 800 m Distanz bei unterschiedlichen Geschwindigkeiten von 50 m/s, 70 m/s oder 100 m/s angezeigt. Die Ergebnisse belegten zum einen vorangegangene Analysen, wonach Positionsfehler bezüglich der Soll-Trajektorie vornehmlich durch die Verschiebung der nahen Flugpfadelemente wahrgenommen werden. Lagefehler werden verstärkt durch die Verschiebung weit entfernter Elemente angezeigt. Zum anderen zeigen die subjektiven Ergebnisse, dass Piloten in Abhängigkeit der Geschwindigkeit unterschiedliche Sichtdistanzen bevorzugen (200 m und 400 m für 70 m/s bzw. 100 m/s). Dies wird durch die objektiven Daten gestützt. Im Vergleich zu einer unbeschränkten Sichtweite ist jedoch festzuhalten, dass bei einer Beschränkung der Sichtweite auf einen kleinen Bereich entweder Informationen über den Positionsfehler oder über die Lagefehler nicht abgeleitet werden können. Die Beschränkung in die Ferne sollte geschwindigkeitsabhängig gestaltet werden, wobei das Erkennen des Fluchtpunktes weiterhin gegeben sein muss; in der Nähe sollte die Sicht nicht zu stark beschränkt werden, da diese Elemente wichtig für die Wahrnehmung des Positionsfehlers sind.

3.2.4.4. Anwendungsfallabhängige Sichtweite

Die Forderung nach einer Einschränkung großer Sichtweiten ergibt sich beim Fliegen auf langen geraden Abschnitten ohne Positions- und Richtungsfehler dadurch, dass sich durch die Projektion, wie in Abbildung 3.5 links dargestellt, viele Flugpfadelemente im zentralen Bereich der Anzeige abbilden. Dadurch wird dieser Bereich sehr unübersichtlich und andere für die Flugführung wichtige Elemente wie der *Flight Path Vector* oder die Nickwinkelskala lassen sich nur erschwert erkennen. Würde man deshalb die Sichtweite generell auf wenige Querschnittselemente beschränken, würde neben dem erschwerten Wahrnehmen der

Lagefehler ein wichtiger Vorteil der synthetischen Sichtsysteme stark eingeschränkt werden: der Vorteil der Vorschaumöglichkeit und damit ein erhöhtes Situationsbewusstsein.

Einen Lösungsansatz bietet [WHH89] durch das Anzeigen eines sichtweitenbeschränkten Flugpfades und einer einfachen Linie ab der Sichtgrenze des Flugpfades, um diesen qualitativ darzustellen und so die Vorschaufunktion zu gewährleisten. Die Darstellung dreidimensionaler Elemente mit einer einzelnen Linie erscheint jedoch aufgrund mangelnder Tiefenschlüssel wenig sinnvoll.

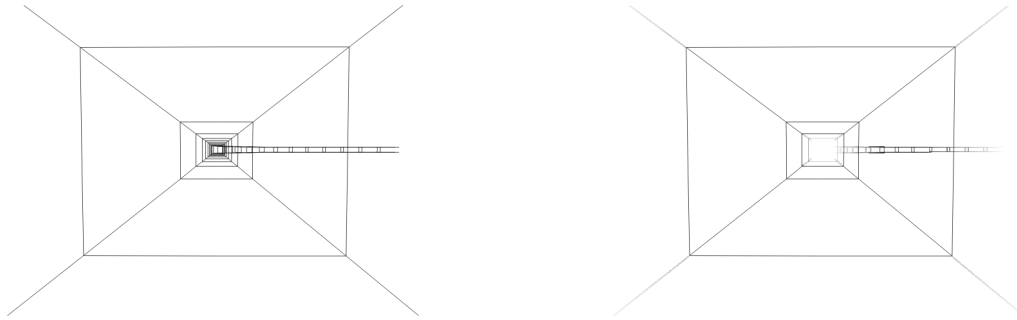


Abbildung 3.5.: Unbegrenzte Sichtweite (links), unabhängig begrenzte Sichtweite für Gerade und Kurve

Die Definition anwendungsfallabhängiger Sichtweiten stellt einen alternativen Lösungsansatz dar. So könnte die Sichtweite auf Abschnitten mit einem konstanten Soll-Bahnazimut $\dot{\chi} = 0$ stärker beschränkt werden als auf solchen mit veränderlichem Soll-Bahnazimut bzw. auf Abschnitten mit einem anderen Soll-Bahnazimut als dem momentanen. Durch unabhängige Sichtweiten für Geraden, Kurven und Abschnitte mit Änderungen des Bahnneigungswinkels kann, wie in Abbildung 3.5 rechts exemplarisch veranschaulicht, die Übersichtlichkeit erhalten bleiben ohne auf die Vorschaumöglichkeit zu verzichten.

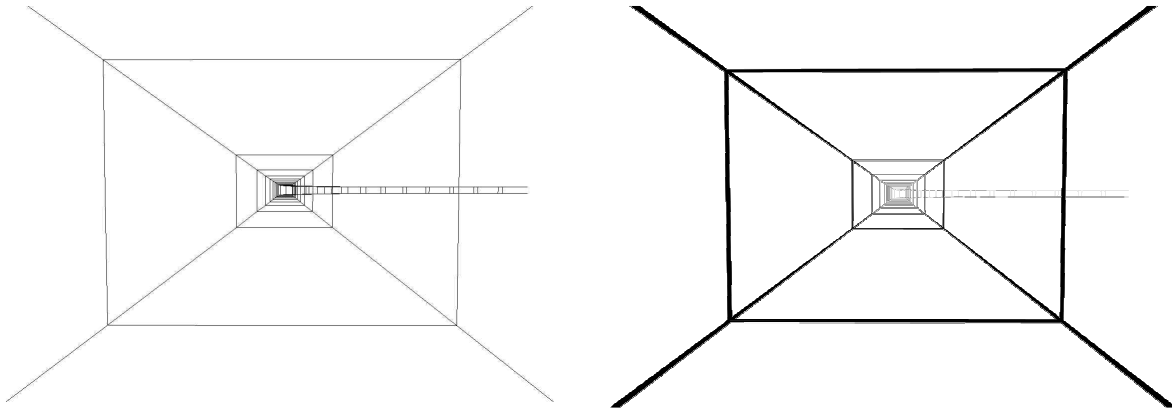
Bei Anwendungsfällen, in denen sich die momentane Flugposition außerhalb der graphischen Begrenzung des Flugpfades befindet, ist eine größere, kontinuierlich wachsende Sichtweite von Vorteil. Die Elemente konzentrieren sich hier nicht auf das Zentrum der Anzeige was die Gefahr einer Überfrachtung der Anzeige reduziert. Außerdem ist die Hauptaufgabe der Anzeige in diesem Fall das Vermitteln eines Positionsbewusstseins, um das Flugzeug zurück zur Soll-Trajektorie zu führen.

3.2.5. Linienstärke

Wie in Abschnitt 2.1.5.2 dargestellt, spielt bei der Wahrnehmung sowohl die relative als auch die absolute Größe von Objekten eine wichtige Rolle als monokularer Tiefenschlüssel. Dreidimensional modellierte Objekte werden durch die perspektivische Projektion in ihrer Größe gemäß der hyperbolischen Funktion aus Gleichung (2.2) in Abhängigkeit ihres Abstandes zum Augpunkt dargestellt. In nahezu allen bekannten Implementierungen einer dreidimensionalen Flugpfaddarstellung wird die Geometrie durch Linienelemente und keine „echten“ dreidimensionalen Objekte wie etwa Zylinder modelliert. Während die Größe des gesamten Querschnittes mit der Entfernung zum Augpunkt abnimmt, ändert sich die Linienstärke dabei nicht und wird konstant mit dem gleichen Wert in Bildpunkten dargestellt. In Fällen, in denen eine eindeutige Zuordnung einzelner Linien zu einem Flugpfadelement zum Beispiel infolge von optischer Überlagerung schwer fällt, kann durch eine realistische Modellierung der Linienstärke ein Tiefenschlüssel hinzugefügt werden, der den Wahrnehmungsprozess der 2½D Skizze nach MARR (siehe 2.1.1) erleichtert.

Da als Entität bei der Wahrnehmung der Flugpfadgeometrie vornehmlich die Elemente mit gleichem Längsabstand von der aktuellen Position von Interesse sind und weniger die

einzelnen Linien des Querschnittes, erscheint es sinnvoll, den Linien in Abhängigkeit des Bahnabstandes gleichmäßig die gleiche Linienstärke zuzuweisen anstatt dies abhängig vom absoluten Abstand zum Augpunkt zu tun. Dies unterstützt auch eine einfachere Zuordnung gemäß der in Abschnitt 2.1.4 beschriebenen Gestaltgesetze. Weiterhin ist es sinnvoll, eine maximale sowie eine minimale Linienstärke zu definieren. Die minimale Linienstärke sollte im Bereich von einem Bildpunkt liegen; falls eine graphische Kantenglättung (*Antialiasing*) aktiviert ist, kann die minimale Linienstärke durchaus im Subpixelbereich von etwa 0,7 Bildpunkten liegen. Die maximale Linienstärke sollte so gewählt werden, dass die Flugpfaddarstellung bei nahen Elementen nicht zu viel Information verdeckt und damit zu dominant wirkt.



**Abbildung 3.6.: Konstante Linienstärke (links),
bahndistanzabhängige Linienstärke (rechts)**

Gleichung (2.2) lässt sich zur qualitativen Modellierung der Linienstärke folgendermaßen umformen:

$$l_A'(d) = \frac{1}{d+c} f + l_{\min} . \quad (3.9)$$

Die Funktion wurde zur Größenbeschränkung um c verschoben; zur Steuerung der Abnahme der Linienstärke wurde der Faktor f eingeführt; l_{\min} stellt die minimale Linienstärke im Unendlichen dar. Durch die Wahl der minimalen Linienstärke l_{\min} in Bildpunkten und die Festlegung der Linienstärke $l_A'(d_0)$ und $l_A'(d_1)$ an zwei gewählten Abständen d_0 und d_1 lassen sich die Variablen c und f gemäß Gleichung (3.11) bestimmen.

$$c = \frac{(l_A'(d_0) - l_{\min})d_0 - (l_A'(d_1) - l_{\min})d_1}{(l_A'(d_1) - l_{\min}) - (l_A'(d_0) - l_{\min})} \quad (3.10)$$

$$f = (l_A'(d_0) - l_{\min})(d_0 + c) \quad (3.11)$$

Abbildung 3.6 stellt die Darstellungen mit verschiedenen Linienstärken bei einer horizontalen Auflösung von etwa 1000 Bildpunkten gegenüber: Links wird der Flugpfad konstant mit einer Linienstärke von einem Bildpunkt dargestellt; rechts nimmt die Linienstärke gemäß (3.9) mit der Bahndistanz ab, wobei die Randbedingungen durch die Linienstärken $l_A'(0 \text{ m}) = 15$, $l_A'(2000 \text{ m}) = 1$ sowie $l_{\min} = 0,7$ Bildpunkte gesetzt wurden. Durch die aktivierte Kantenglättung wird eine Linie der Stärke 0.7 mit der Hintergrundfarbe vermischt. Der Vergleich verdeutlicht den verbesserten Tiefeneindruck und die weniger starke Konzentration der Elemente auf den Zentralbereich der Abbildung.

3.2.6. Längsbewegung

In typischen perspektivischen Flugpfaddarstellungen werden die graphischen Elemente ortsfest im geodätischen Koordinatensystem dargestellt; das Flugzeug und somit die Kamera bewegt sich an den Flugpfadelementen vorbei. Für diese Standarddarstellung identifizierte MULDER in [Mul99] folgende wichtigen Informationen, die implizit in den optischen Spreizwinkeln der Längselemente sowie den optischen Dichteinformationen der hintereinander dargestellten horizontalen und vertikalen Linien der Querelemente enthalten sind.

Erstens stellt jeder Spreizwinkel eine Funktion sowohl des lateralen als auch des vertikalen Positionsfehlers relativ zur Soll-Trajektorie in einer gekoppelten Art und Weise dar. Zweitens geben die Spreizwinkel einen starken Hinweis bezüglich der Symmetrie: Wenn die vertikale oder laterale Ablage null ist, sind die Spreizwinkel symmetrisch zum jeweiligen Pseudohorizont, also den jeweiligen Hauptachsen des Tunnelquerschnittes im Fluchtpunkt. Drittens ist der Spreizwinkel eine Eigenschaft der gesamten Linie, so dass Änderungen des Spreizwinkels unabhängig vom betrachteten Teil der Linie sind. Viertens erzeugen die Spreizwinkel keine optische Information bezüglich der Vorwärtsbewegung. Die Ableitungen der Spreizwinkel sind Funktionen des Bahnfehlers sowohl in lateraler als auch in vertikaler Richtung [Mul99].

Durch die räumliche Abfolge der horizontalen und vertikalen Linien der Querelemente werden erstens Informationen über den Positionsfehler in ungekoppelter Art und Weise vermittelt: die vertikale Dichte der Linien ist ausschließlich eine Funktion des vertikalen Fehlers, die horizontale Dichte eine Funktion des horizontalen Fehlers. Zweitens hängt die relative Änderung der Dichteinformation vom Abstand eines bestimmten Elements zum Betrachter ab. Drittens verändert sich die Darstellung der Querelemente auf dem Bildschirm dadurch, dass sich das Flugzeug durch die Elemente hindurch vorwärts bewegt. Das heißt, der Betrachter muss die relativen Verschiebungen, die durch einen Positionsfehler erzeugt werden, zusätzlich zu den durch die Vorwärtsbewegung verursachten Verschiebungen wahrnehmen. Viertens sind die Ableitungen der Dichtegradienten in einer bestimmten Richtung ausschließlich Funktionen des Bahnfehlers in dieser Richtung. Ähnlich zu den relativen Verschiebungen müssen die Änderungen der relativen Verschiebungen auch zusätzlich zu den durch die Vorwärtsbewegung verursachten Verschiebungen wahrgenommen werden, was in diesem Fall noch schwieriger erscheint [Mul99].

Durch die Vorwärtsbewegung kommt es also zu Bewegungsüberlagerungen der Querelemente, die die Wahrnehmung von wichtigen Informationen für die Flugführung erschweren. Bei nahen Querelementen wirkt sich diese Überlagerung besonders stark aus: nahe Elemente werden wie in Abschnitt 3.2.4.3 beschrieben vornehmlich zur Wahrnehmung des Positionsfehlers verwendet, während sie aufgrund der Projektion schnelle Verschiebungen bei der Abbildung aufweisen. Die Auswirkungen der Vorwärtsbewegung untersuchte MULDER, indem er unterschiedliche Darstellungskonzepte (nur Längselemente, nur Querelemente oder sowohl Längs- als auch Querelemente) entweder mit oder ohne relative Längsbewegung der dargestellten Elemente von Piloten in Versuchen testen ließ. Während bei der ausschließlichen Anzeige der Längselemente naturgemäß kein Unterschied zwischen den Bewegungsvarianten festgestellt wurde, gaben die Piloten an, im Fall einer relativen Längsbewegung der Flugpfadquerelemente einen stark verbesserten Eindruck der Eigenbewegung vermittelt zu bekommen. Die Flugsteuerung hingegen sei für den Fall einer verhinderten relativen Längsbewegung einfacher. Die objektiven Daten belegen dies: die überlagerte Darstellung von absoluter und relativer Verschiebung im Falle einer aktivierten

relativen Längsbewegung der Flugpfadelemente führt zu verminderter Steueraktivität, niedrigerer Variation der Lagewinkel und damit zu einem erhöhten Positionsfehler [Mul99].

Eine Beispielimplementierung mit veränderter relativer Längsbewegung der Flugpfadelemente wurde Piloten während einer Flugversuchskampagne an der TU Darmstadt demonstriert. Diese bestätigten zum einen die Erkenntnisse MULDERs bezüglich der vereinfachten Wahrnehmung von Positions- und Bahnfehlern. Zum anderen hoben sie die größere Ruhe der Gesamtdarstellung positiv hervor.

Diese Ergebnisse legen die Nutzung einer Flugpfaddarstellung nahe, deren Elemente in Bahn-Längsrichtung einen festen Abstand relativ zur Kamera aufweisen. Die Querelemente werden dabei gewissermaßen in einem bestimmten Abstand vor dem Flugzeug entlang der Soll-Trajektorie „geschoben“. Dabei ist es denkbar, die Querelemente in festgelegten Distanzabständen oder abhängig von der Geschwindigkeit, etwa in definierten Zeitabständen, anzuordnen. Die Abhängigkeit der Elementdistanzen von der Geschwindigkeit würde die in Abschnitt 3.2.4.3 beschriebenen Erkenntnisse berücksichtigen, denen zufolge Piloten bei unterschiedlichen Geschwindigkeiten verschiedene Sichtdistanzen vorziehen. Bei einer realistischen Modellierung der bevorzugten Sichtdistanzen wäre es somit möglich, ein Querschnittselement immer bei dieser Sichtdistanz anzuzeigen.

Ein Problem bei der abstandsfesten Anzeige der Flugpfadelemente ist der oben erwähnte stark verminderte Eindruck der Eigenbewegung. Durch den festen Abstand scheint sich das Flugzeug im Schwebeflug zu befinden und nur laterale und vertikale Bewegungen auszuführen. Dieses Problem kann dadurch minimiert werden, dass ortsfeste und abstandsfeste Elemente gemischt dargestellt werden. Die Querschnittselemente werden entsprechend der genannten Erkenntnisse abstandsfest angezeigt; die Längselemente hingegen ortsfest. Damit man die relative Längsbewegung der Längselemente auch erkennen kann, sollten diese als unterbrochene Linien dargestellt werden [Gru96a]. Durch die so gewonnene Ruhe der Darstellung verringert sich auch die Gefahr, dass die Flugpfaddarstellung von anderen sicherheitsrelevanten Elementen des SVS ablenkt.

3.2.7. Geländereferenz

Die Erfassbarkeit des vertikalen Abstandes des Flugzeuges zum Gelände ist eine essentielle Forderung an die Symbolik synthetischer Sichtsysteme [Kau98]. Da die Symbolik eines SVS zugunsten einer geringeren Überfrachtung der Anzeige und einer homogeneren Darstellung meist abstrahiert und vereinfacht dargestellt wird, fällt die Größenwahrnehmung und damit die Abstandsabschätzung hier schwerer als beim realen Blick aus dem Cockpitfenster. Um die Abstandsschätzung zum Gelände zu unterstützen nutzen SV Systeme typischerweise eine künstliche Texturierung des Geländes. Eine Form der Textur stellt die schichtweise Einfärbung des Geländes in Abhängigkeit der jeweiligen Höhenwerte dar. Damit lassen sich sowohl absolute Höhenwerte als auch relative vertikale Abstände zum Flugzeug kodieren. In [Kau98] oder [Wie05] werden verschiedene Darstellungskonzepte zur schichtweisen Geländeeinfärbung diskutiert. Eine weitere Geländetextur ist die Anzeige eines künstlichen Gitternetzes auf dem Gelände (siehe Abbildung 2.5 d). Durch das optische Flussfeld der Textur wird die Eigenbewegung verdeutlicht; die Änderung der Gittergröße und der Spreizwinkel des Gitternetzes unterstützen die Wahrnehmung der momentanen Flughöhe. Vor allem die NASA stellt das Gelände in einigen Anzeigeformaten mit einer photorealistischen Textur dar. Untersuchungen zeigten keine verbesserte Fluggenauigkeit mit dieser Texturierung; das Situationsbewusstsein und damit der Eindruck der momentanen Flughöhe ist jedoch aufgrund der intuitiven Darstellung besser [KPB04]. Dafür ergeben sich andere Probleme wie etwa die Überfrachtung der Anzeige durch viele verschieden farbige

3. Konzeption einer verbesserten perspektivischen Flugpfadanzeige

Elemente oder durch die Nutzung von Bildern, die während einer anderen Jahreszeit entstanden sind.

Neben der Wahrnehmung des eigenen vertikalen Abstandes zum Gelände ist auch die Information bezüglich des vertikalen Geländeabstandes anderer dreidimensionaler Objekte gerade bei der Flugpfadanzeige von großer Bedeutung. Im Wesentlichen sind die folgenden zwei Ansätze bekannt, die Geländereferenz von dreidimensionalen Elementen herzustellen.

Durch das Hinzufügen einer vertikalen Linie in Form einer „Stütze“ von der Unterseite eines Querschnittselementes bis zum Gelände kann die Höhe des jeweiligen Elementes über Grund visualisiert werden. Diese Zuordnung lässt sich mit dem in Abschnitt 2.1.4 beschriebenen Gestaltgesetz der Verbundenheit vergleichen, bei dem zueinander gehörende Elemente verbunden werden. Mit abnehmendem vertikalen Geländeabstand werden die Linien kürzer und die Annäherung an das Gelände kann leicht wahrgenommen werden. Nachteilig wirkt sich dieses Verfahren jedoch dadurch aus, dass zusätzliche Linien eingeführt werden, die mit den schon vorhandenen optisch kollidieren können. Außerdem beinhalten die Linien in Fällen großer Höhe über dem Gelände keine zusätzliche Information, da der Fußpunkt der Linie nicht sichtbar ist. Diese Art der Höhenreferenz wird in vielen Implementierungen wie zum Beispiel in [Mul99] angewendet.

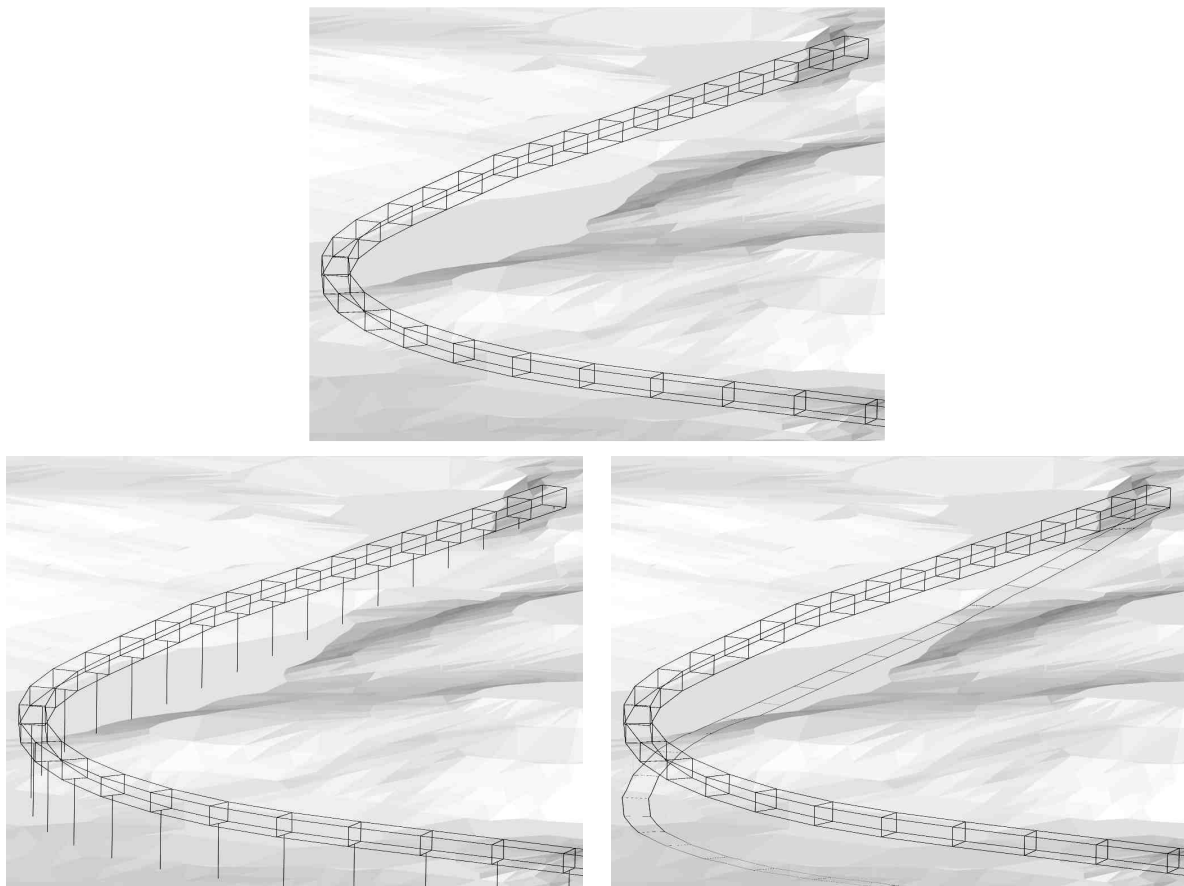


Abbildung 3.7.: Flugfad ohne Geländereferenz (oben), mit Referenz über Stützen (unten links) und mit Referenz über Schattenwurf (unten rechts)

Alternativ dazu lässt sich die Geländereferenz von dreidimensionalen Objekten durch den Schattenwurf der Objekte auf der Geländeoberfläche modellieren. Um unabhängige und leicht interpretierbare Bedingungen zu schaffen, sollte der Lichteinfall dabei durch ein vertikales Parallellicht simuliert werden [Pur99]. Dadurch wird eine senkrechte, größenkonstante Projektion des Flugpfades auf das Gelände erreicht. Die Modellierung des Schattenwurfes

stellt einen intuitiven monokularen Tiefenschlüssel wie in Abschnitt 2.1.5.2 beschrieben dar. Positiv wirkt sich dabei aus, dass zusätzliche Elemente erst dann sichtbar werden, wenn der Flugpfad sich tatsächlich dem Gelände annähert. Als Nachteil gegenüber der „Stützen“-Darstellung kann jedoch die umfangreichere Berechnung des Schattens angesehen werden.

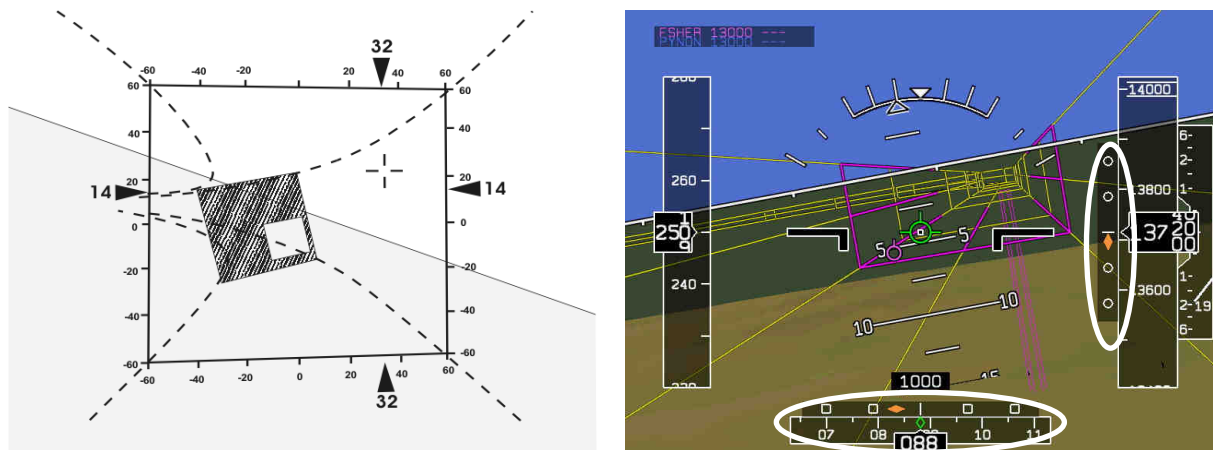
Abbildung 3.7 stellt die oben beschriebenen Alternativen gegenüber. Während bei der Darstellung ohne Geländereferenz die Geländefreiheit des Flugpfades kaum abgeschätzt werden kann, ist dies bei den Darstellungen des Abstandes über Stützen oder mittels Schattenwurf einfach möglich. Die Größe der Schattenprojektion auf dem Gelände kann als zusätzlicher Tiefenschlüssel angesehen werden. Gut erkennbar ist auch die optische Kollision der Stützen mit anderen Flugpfadelementen. In der Abbildung geschieht dies in der Kurve; beim Abfliegen der Trajektorie tritt dieses Problem quasi ständig auf.

3.2.8. Ablagereferenz

Die Fehlerkorrekturstrategie stellt einen zentralen Unterschied von perspektivischen Flugpfadanzeigen im Vergleich zur konventionellen Flugführungsinstrumentierung dar. THEUNISSEN und MULDER übertrugen zur Untersuchung der unterschiedlichen Strategien Erkenntnisse aus der Fahrzeugführung auf die Flugzeugführung. GODTHELP wies in seinen Studien zur Fahrzeugführung darauf hin, dass aufgrund der durch die Fahrbahn vorgegebenen Randbedingungen nicht der Fehler an sich zeitnah minimiert werden muss. Vielmehr können diese Fehler bis zu einem vom Fahrer bestimmten Zeitpunkt vernachlässigt werden. Der Zeitpunkt der Fehlerkorrektur wird dabei nicht entfernungsabhängig sondern zeitabhängig in Relation zum Überschreiten der Fahrbahnbegrenzung gewählt und mit der so genannten *Time-to-Line-Crossing* (TLC) Variable beschrieben. Diese Variable ist der Quotient aus lateralem Abstand und lateraler Geschwindigkeit und bleibt in Geschwindigkeitsbereichen zwischen 20 bis 100 km/h nahezu konstant. GODTHELP bezeichnet diese Korrekturstrategie im Gegensatz zur fehler-korrigierenden (*Error-Correcting*) Strategie als fehler-vernachlässigende (*Error-Neglecting*) Strategie [God88].

Beim manuellen Fliegen mit dem *Flight Director* als Sollwertgeber muss der Pilot eine fehler-korrigierende Strategie anwenden: Er muss ununterbrochen die Vorgaben beobachten, um auf mögliche Abweichungen zeitnah reagieren zu können. Bei der perspektivischen Flugpfaddarstellung kann der Pilot das Flugzeug innerhalb der Begrenzungen fehler-vernachlässigend navigieren und kann den Zeitpunkt für eine Korrektur selbst bestimmen. Vergleichende Untersuchungen von konventionellen Ablageanzeigen und *Tunnel-in-the-Sky* Anzeigen ergaben, dass die Fehlerverteilung bei den konventionellen Anzeigen normalverteilt war, bei der *Tunnel-in-the-Sky* Anzeige dagegen bimodal mit jeweils einem Maximum auf jeder Seite, was Erkenntnissen aus der Fahrzeugführung entspricht [TM95].

Die Aufgabe der Flugzeugführung erfordert eine detaillierte, umfangreiche Schulung und Ausbildung sowie ein fortlaufendes Training auch neben der praktischen Tätigkeit als Pilot. Der Beruf des Piloten ist gekennzeichnet durch ein hohes Maß an Professionalität im Umgang mit den ihm zur Verfügung gestellten Systemen und Instrumenten. Der Wechsel der Fehlerkorrekturstrategie von einer fehler-korrigierenden hin zu einer fehler-vernachlässigenden Strategie könnte aufgrund der starken Gewöhnung zu Akzeptanzproblemen bei der Einführung neuer Systeme dieser Art führen. So äußerten Piloten während diverser durch das Institut für Flugsysteme und Regelungstechnik der TU Darmstadt durchgeführter Simulatoruntersuchungen und Flugversuche den Wunsch, explizite Ablageinformationen dargestellt zu bekommen, wie sie es von konventionellen Anzeigen gewohnt seien. Diese Forderungen decken sich mit Erkenntnissen, die GRUNWALD bei Studien zu perspektivischen Flugpfaddarstellungen gewonnen hat [Gru96a].



**Abbildung 3.8.: Vorschläge zur Anzeige der Ablage
(links nach [Gru96a], rechts aus [PSM06])**

GRUNDWALD adressiert dieses Anliegen, indem er wie in Abbildung 3.8 links dargestellt eine Skala mit einem zeitabstandsfesten Element der Flugpfadgeometrie verknüpft. Die Skala befindet sich an einem Querschnittselement, das in einem konstanten Bahnabstand von 2 s vor der momentanen Position angezeigt wird. Sie ist mit dem Faktor 2.5 skaliert (eine Ablage von 60 Fuß wird optisch am Rand des 300 Fuß messenden Querschnitts dargestellt). Zusätzlich befindet sich an jedem der vier Ränder ein Zeiger, der die momentane vertikale bzw. horizontale Ablage auf der Skala markiert und zusätzlich diese Werte digital anzeigt [Gru96a]. Somit muss der Blick zum Ablesen der momentanen Ablage nicht von der Tunnelgeometrie entfernt werden.

Die Verknüpfung von Skalen mit Elementen der dreidimensionalen Szene ist jedoch nicht unproblematisch. Zum einen bewegen sich die Elemente ununterbrochen auf dem Bildschirm und haben keinen explizit zugewiesenen Platz in der Anzeige. Zum anderen kann es je nach Positions- oder Lagefehler vorkommen, dass Elemente der Ablageanzeige mit anderen bildschirmfesten Skalen wie etwa der Geschwindigkeitsanzeige kollidieren, so dass Informationen verdeckt werden und schwer ablesbar sind. Des Weiteren kann es beispielsweise bei großen Schiebewinkeln in Kombination mit großen horizontalen Ablagen dazu kommen, dass der Ablagezeiger nicht mehr sichtbar ist.

Ein weiteres Konzept der Ablagereferenz ist in Abbildung 3.8 rechts dargestellt. Dabei werden die momentanen vertikalen und horizontalen Abweichungen ähnlich einer ILS-Ablageanzeige in unabhängigen Skalen mit Hilfe eines Markers angegeben, ohne jedoch einen absoluten Wert anzuzeigen. Die auf den Bildschirm bezogene ortsfeste Position der Anzeige ermöglicht eine schnelle Überprüfung der Ablage stets an derselben Stelle, die nicht von anderen Elementen verdeckt werden kann. Nachteilig wirkt sich allerdings die Tatsache aus, dass zwei zusätzliche Anzeigen dargestellt werden und der Pilot seine Aufmerksamkeit teilen muss. Weiterhin könnten sich Piloten zu sehr auf die gewohnten Anzeigen konzentrieren.

Generell stellt sich die Frage, inwieweit bei der Einführung eines neuen Systems auf die Gewöhnung an traditionelle Systeme Rücksicht genommen werden sollte. Beide oben genannten Anzeigen der Ablagereferenz stellen zusätzliche Bildschirminformationen dar, die zur Überfrachtung der Anzeige und damit zu einer verschlechterten Wahrnehmung von relevanten Informationen beitragen können. Außerdem sind die zusätzlich dargestellten Informationen bezüglich der Ablage – wenn auch nicht exakt quantifizierbar – implizit in der Flugpfadgeometrie enthalten.

Eine Möglichkeit, die Umgewöhnung zu erleichtern, ohne zusätzliche Anzeigen einzuführen stellt die Anzeige einer Mittenreferenz in Form einer Mittellinie an den Seiten dar. Dies wurde in Entwürfen vom Autor ähnlich der Darstellung in Abbildung 3.8 rechts umgesetzt und in Flugversuchen von sechs Piloten validiert. Diese gaben auf die Frage, wie gut sie ihre Position in Relation zur Flugpfadmitte einschätzen konnten auf einer Skala von 0 (sehr schlecht) bis 10 (sehr gut) im Durchschnitt 7,6 Punkte. Die Forderung nach einer ILS-ähnlichen Ablageskala wurde bei dieser Darstellung auf einer Skala von 0 (völlig unnötig) bis 10 (sehr hilfreich) im Schnitt nur mit 4,1 Punkten unterstützt [WSB04].

Ein Nachteil der Darstellung der Mittellinien ist die Verdopplung der Anzahl der Längselemente bei der *Tunnel-in-the-Sky* Darstellung. Wählt man jedoch die in Abschnitt 3.2.6 beschriebene Darstellung mit verhinderter Längsbewegung kann man die Darstellung der Mittellinien, wie in Abbildung 3.9 rechts illustriert, auf die Strecke zwischen den ersten beiden Querelementen beschränken. Die minimale Ablage nach links-unten lässt sich dabei deutlich einfacher wahrnehmen als in der linken Darstellung ohne die Anzeige der Mittellinien.

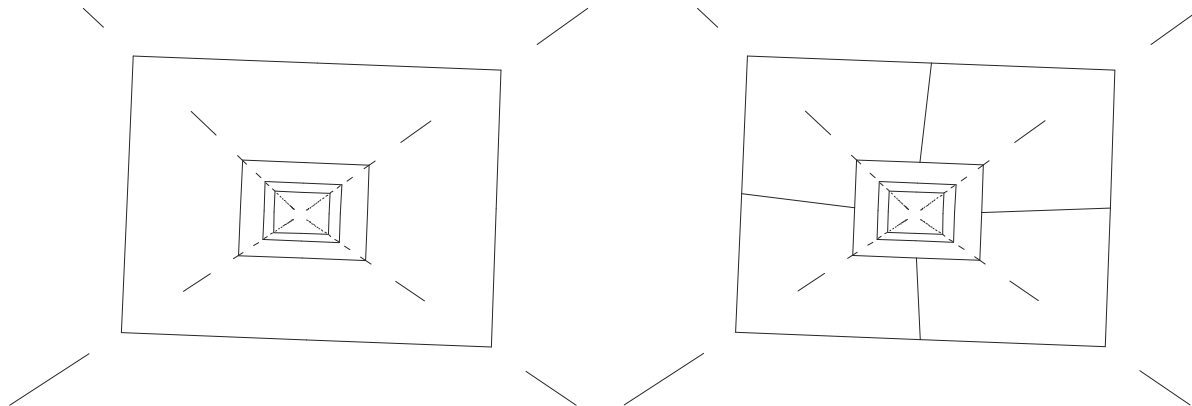


Abbildung 3.9.: Ablagereferenz durch Anzeige der Mittellinien bei verhinderter Längsbewegung

Die sich dynamisch ändernde Flugpfadgeometrie des NASA-Konzeptes (siehe Abschnitt 2.4.4) enthält ebenfalls eine sinnvolle, implizite Ablagereferenz. Die Nutzung dynamischer Darstellungen wird in Abschnitt 3.3 genauer diskutiert.

3.3. Adaptive Flugfadanzeige

Die in Abschnitt 3.2 beschriebenen allgemeinen Parameter der graphischen Darstellung sind beim Entwurf einer perspektivischen Flugfadanzeige zu berücksichtigen und sinnvoll zu wählen. Wie in Abschnitt 3.1 erwähnt, ist es zweckmäßig, abhängig von den Anforderungen vorher definierter Anwendungsfälle verschiedene Darstellungskonzepte zu gestalten und das entsprechende Konzept je nach Anwendungsfall anzuzeigen.

Das in Abschnitt 2.4.4 beschriebene Darstellungskonzept der NASA zeigt für den Anwendungsfall „Fliegen innerhalb der Flugpfadbegrenzung“ eine sich abhängig von der vertikalen und horizontalen Ablage dynamisch verändernde Flugpfadgeometrie an. Dadurch sollen zwei wesentliche Ziele erreicht werden: zum einen sollen dem Pilot zusätzliche intuitive, optische Hinweise bezüglich seiner momentanen Ablage gegeben werden, die implizit in der Flugpfaddarstellung enthalten sind. Zum anderen soll, wenn der Pilot nahe dem Soll-Flugpfad navigiert, die Dominanz der Flugpfaddarstellung reduziert werden. Damit soll der häufig geäußerten Befürchtung einer zu starken kognitiven Bindung der Flugführungsanzeige entgegengetreten werden und die Fokussierung und Wahrnehmung anderer Elemente der synthetischen Sicht unterstützt werden. Im Folgenden wird die Eignung

der in Abschnitt 3.2 beschriebenen Parameter für die dynamische Verdeutlichung der momentanen Ablage und zur adaptiven Reduzierung ihrer Dominanz der Anzeige diskutiert.

3.3.1. Adaptive Geometrie

Das NASA-Konzept schafft es, mit der Adaption der Geometrie beide oben genannten Forderungen zu erfüllen: Durch die in Abbildung 2.20 links dargestellte stark reduzierte Anzeige ausschließlich der Eckbereiche des Querschnitts beim ablagefreien Flug wird die Sicht freigegeben auf andere wichtige Elemente des SVS ohne die Flugpfadanzeige zu stark zu vernachlässigen. Bei zunehmender Ablage werden diejenigen Seitenelemente zur jeweiligen Seitenmitte hin verlängert, auf die sich das Flugzeug hinbewegt (siehe Abbildung 2.20 rechts). Dadurch erhält der Pilot eine implizite Ablagedarstellung. Kritisch sei hier jedoch angemerkt, dass genau die Elemente verstärkt dargestellt werden, auf die sich die Sichtlinie zu bewegt. Durch die Verringerung der Abstände der vertikalen und horizontalen Linien kommt keine deutliche Texturierung der Begrenzungswände zustande; beim Geradeausflug bei maximaler Ablage liegen gar alle Elemente übereinander in der Fluchtlinie.

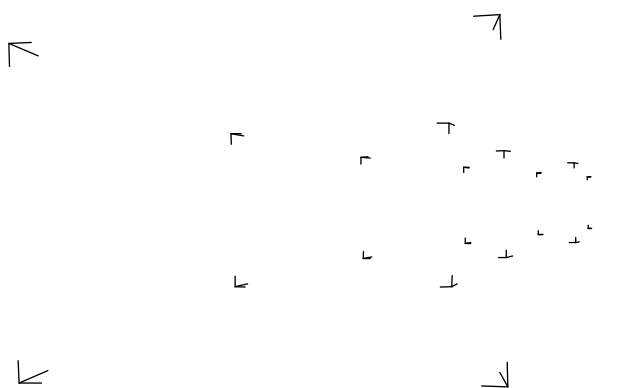


Abbildung 3.10.: Erschwerte Elementuzuordnung beim Kurvenflug

Weiterhin ist die minimale Flugpfaddarstellung während des Anwendungsfalles „Kurvenflug“ nicht unproblematisch. Die kognitive Zusammenfassung der einzelnen Elemente der Ecken zu Querschnittselementen erfolgt nach den Gestaltgesetzen der Symmetrie und vor allem der Geschlossenheit (siehe Abschnitt 2.1.4). Die Verbindungslinien werden mental konstruiert. Während dies beim Geradeausflug aufgrund der Perspektive relativ leicht ableitbar ist, ist die Wahrnehmung der Querschnittselemente beim Kurvenflug wie in Abbildung 3.10 erkennbar deutlich schwieriger: Durch die Änderung des Bahnazimuts entfällt zum einen die Symmetrie als Zuordnungskriterium, zum anderen kommt es zur optischen Überlagerung unterschiedlich weit entfernter Elemente. Die mentale Konstruktion der Verbindungslinien, die grundlegend für die Wahrnehmung der Querschnittselemente ist, gestaltet sich schwierig und kann so eine erhöhte Arbeitsbelastung des Piloten bedeuten. Des Weiteren wurde in Untersuchungen die adaptive NASA-Implementierung zwar durchaus positiv bewertet, von den meisten teilnehmenden Piloten jedoch als zu dynamisch und teilweise ablenkend beurteilt [PAK04].

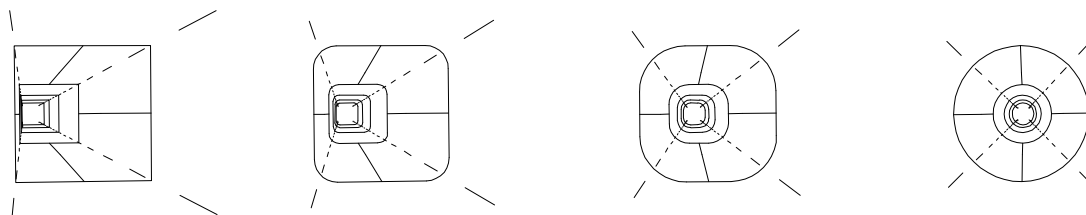


Abbildung 3.11.: Gleichmäßige adaptive Änderung der Querschnittsgeometrie

Die dynamische Geometrieadaptation des NASA-Konzeptes behält zu jeder Zeit den gleichen Rechteckquerschnitt als Grundgeometrie. Eine tief greifende dynamische Änderung der gesamten Flugpfadgeometrie ist zwar denkbar, muss jedoch kritisch hinterfragt werden. So wäre es beispielsweise wie in Abbildung 3.11 dargestellt denkbar, die Geometrie dynamisch von einem Kreisquerschnitt beim ablagefreien Flug zu einem rechteckigen Querschnitt bei maximaler Ablage zu verändern. Durch eine sich ständig ändernde Geometrie ändert sich jedoch der Informationsgehalt der Flugpfadgeometrie kontinuierlich, was eine verstärkte Aufmerksamkeit des Piloten erfordert und damit eher ablenkt. Die Möglichkeit einer dynamischen Änderung der Grundgeometrie soll aus diesen Gründen nicht weiter in Betracht gezogen werden.

Die Skalierung des Flugpfadquerschnitts ist ebenfalls ein Geometrieparameter, der adaptiv verändert werden kann. In konventionellen perspektivischen Flugpfadanzeigen ist die Größe des Flugpfadquerschnitts häufig eine Funktion des Abstandes zur Landebahnschwelle, um zum Aufsetzpunkt hin eine immer höhere Navigationsgenauigkeit zu garantieren. Ebenso wäre es denkbar, die Größe des Querschnitts abhängig von der momentanen Fluggeschwindigkeit dynamisch zu gestalten. Dabei würde sich die Querschnittsgröße bei der Aufsetzgeschwindigkeit im Bereich der Landebahnbreite bewegen, bei höheren Geschwindigkeiten dann rasch bis zu einem Maximalwert erweitern. Die geschwindigkeitsabhängige Größenadaptation hat ähnliche Auswirkungen wie die abstandsabhängige Größenadaptation, berücksichtigt jedoch den realistischen Zeitpunkt einer Geschwindigkeitsänderung. Problematisch ist dabei allerdings, dass es für den Fall einer Geschwindigkeitsänderung beim Flug mit einer größeren konstanten Ablage dazu kommen kann, dass der Flugpfadquerschnitt sich verkleinert und sich das Flugzeug damit außerhalb der Flugpfadbegrenzung befindet.

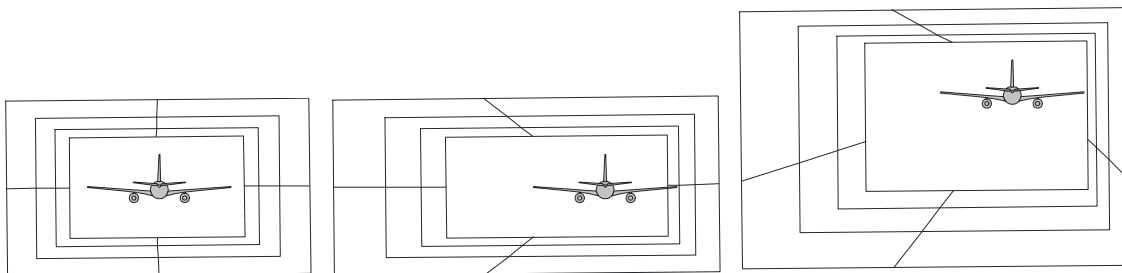


Abbildung 3.12.: Ungleichmäßige adaptive Änderung der Querschnittsgeometrie

Als weitere Form der adaptiven Geometrie sei die in Abbildung 3.12 illustrierte ungleichmäßige Adaption der Querschnittsgröße genannt. Die seitlichen Begrenzungen können sich dabei abhängig von der momentanen Ablage bis zu einem bestimmtem Maximalabstand bewegen. Die Längslinien der Ablagereferenz sind dabei ein unverzichtbares Mittel, die Ablagen zu visualisieren. Mit diesem Konzept ist es möglich, den Flugkorridor kleiner zu dimensionieren, ohne Überreaktionen beim Annähern an eine Seitenbegrenzung zu provozieren, da diese dynamisch „nachgeben“.

Generell ist bei der dynamischen Größenänderung zu beachten, dass infolge der perspektivischen Projektion weiter entfernte Objekte gleichgroß abgebildet werden wie nähere, kleinere Objekte desselben Typs. Das heißt, es ist für den Betrachter schwer auszumachen, ob sich der Querschnitt verkleinert hat oder die Querschnittselemente einen größeren Abstand zum Betrachter haben, da der Tiefenschlüssel der relativen Größe nicht mehr zweifelsfrei angewandt werden kann.

3.3.2. Adaptive Transparenz

Die optische Transparenz von Objekten ist ein wichtiges Mittel bei der Gestaltung künstlicher Szenen oder von Dialogen mit Hilfe der Computergraphik. Allgemein kann durch die Transparenz die Relevanz von graphisch dargestellten Informationen modelliert werden. Informationen in dreidimensionalen Szenen können beispielsweise entfernungsabhängig mehr oder weniger relevant sein und entsprechend ihrer Entfernung unterschiedlich transparent dargestellt werden. Als Beispiel dafür sei die in Abschnitt 3.2.4.2 beschriebene entfernungsabhängige Transparenz der Flugpfadgeometrie oder die in [Kau98] diskutierte entfernungsabhängige Transparenz der Geländedarstellung erwähnt.

Weiterhin kann die Transparenz eingesetzt werden, um Objekte nicht abrupt in die Darstellung einzubringen oder daraus zu entfernen, und somit nicht die Aufmerksamkeit des Piloten darauf zu lenken. Dazu empfiehlt es sich wie in Abschnitt 3.2.4.2 beschrieben, diese Objekte in einem bestimmten Bereich oder Entfernungsabschnitt langsam ein- bzw. auszublenden.

Außerdem kann mit der Transparenz auch eine Gewichtung von Informationsgruppen vorgenommen werden [Kau98]. Elemente können durch eine höhere Transparenz aus dem Fokus genommen werden, ohne die Information komplett zu entfernen. Bezogen auf die perspektivische Flugpfaddarstellung stellt die Transparenz neben dem Ein- und Ausblenden weit entfernter oder sehr naher Elemente auch für die Gesamtdarstellung ein Gestaltungsmittel dar, das beachtet werden sollte.

In einer Untersuchung im Auftrag der NASA wurde die Auswirkung der Transparenz der Flugpfadgeometrie auf verschiedene Parameter untersucht, indem Piloten Flugaufgaben zum einen mit einer undurchsichtigen Flugpfadgeometrie, zum anderen mit einer 50% durchsichtigen Geometrie erfüllen mussten [WAH03]. Die Ergebnisse belegen, dass die Leistung beider Intensitäten vergleichbar ist, die laterale Fluggenauigkeit in Kurven mit der semi-transparenten Flugpfadanzeige sogar tendenziell höher ist. Die semi-transparente Darstellung führte jedoch zu leicht erhöhten Kontrolleingaben, was der Grund dafür sein könnte, dass die Arbeitsbelastung bei dieser Darstellung subjektiv als höher eingestuft wurde.

Eine starke Auswirkung der Transparenz zeigte sich hingegen bei der Wahrnehmung von Fremdverkehr: Dieser wurde bei der undurchsichtigen Anzeige im Durchschnitt erst etwa 5 s später erkannt als bei der transparenten. Im peripheren Sichtbereich waren die Unterschiede noch ausgeprägter als im zentralen Sichtbereich [WAH03].

Die transparente Darstellung der Flugpfadgeometrie eignet sich also durchaus, die Flugführungsaufgabe mit gleicher Präzision wie mit der undurchsichtigen Darstellung zu erfüllen. Sie hat darüber hinaus den Vorteil, die Aufmerksamkeit nicht zu sehr von anderen Elementen des SVS abzulenken. Für die oben genannte Untersuchung wurden die Parameter jedoch statisch gewählt und änderten sich nicht adaptiv.

Um die Aufmerksamkeit gezielt zu beeinflussen empfiehlt sich ähnlich der Geometrieänderung des NASA-Konzeptes eine adaptive Transparenz der Elemente der Flugpfaddarstellung. Beim exakten Fliegen entlang der Soll-Trajektorie kann durch die entsprechende Wahl der Transparenz die Aufmerksamkeit auf andere wichtige SVS-Elemente gelenkt werden, während im Falle einer vertikalen oder horizontalen Ablage zur Soll-Trajektorie durch die dynamische Änderung der Transparenz hin zu einer undurchsichtigen Darstellung die Aufmerksamkeit auf die Flugführungsaufgabe gerichtet wird. Dieses Konzept beinhaltet damit auch implizit eine Ablagedarstellung.

Die Ablagedarstellung wird im Weiteren als nicht qualifiziert bezeichnet, wenn sich die Transparenz des gesamten Querschnitts gleichmäßig abhängig von der absoluten Ablage

ändert. Eine qualifizierte Ablagedarstellung erhält man dagegen, wenn sich die Transparenz ungleichmäßig abhängig von der Richtung des Ablagevektors ändert. Für den Fall einer nicht qualifizierten Ablagedarstellung auf einem Rechteckquerschnitt lässt sich eine sinnvolle Funktion zur Beschreibung der Transparenz nach folgender Vorgehensweise bestimmen.

Der Rechteckquerschnitt sei dargestellt durch die Eckpunkte N_i mit $i=1,..,4$, wobei die Koordinaten sowohl in horizontaler als auch in vertikaler Richtung auf den Bereich $[-1,1]$ normiert werden. Die momentane Flugzeugposition sei E mit einer normierten horizontalen Ablage h_e und einer vertikalen Ablage v_e . Der Winkel vom Sollpfad zu E bezogen auf die positive y_p -Achse sei γ . Die skalierte Distanz d_E zum Sollpfad ist demnach

$$d_E = \sqrt{h_e^2 + v_e^2} \quad (3.12)$$

Die maximal in Richtung γ mögliche Distanz, bevor der Rechteckquerschnitt verlassen wird, ist $d_{E,max}$ mit

$$d_{E,max} = \begin{cases} \sqrt{\left(\frac{h_e}{v_e}\right)^2 + 1} & \text{für } |h_e| \geq |v_e| \\ \sqrt{\left(\frac{v_e}{h_e}\right)^2 + 1} & \text{für } |h_e| < |v_e| \end{cases} \quad (3.13)$$

Das Verhältnis $I_{v,h} = \frac{d_E}{d_{E,max}}$ beschreibt die Intensität am Punkt E und dient nun als Grundlage

für die gleichmäßige Berechnung der Intensitätswerte der Transparenz an den Knoten N_i . Die Verteilung der Intensität in Abhängigkeit der Ablage E ist durch die Schattierung in Abbildung 3.14 qualitativ dargestellt. Beim ablagefreien Fliegen wird die maximale gewählte Transparenz I_{max} angezeigt. Bewegt sich die Flugzeugposition zu den Grenzen des Querschnitts werden die Flugpfadelemente zunehmend undurchsichtig.

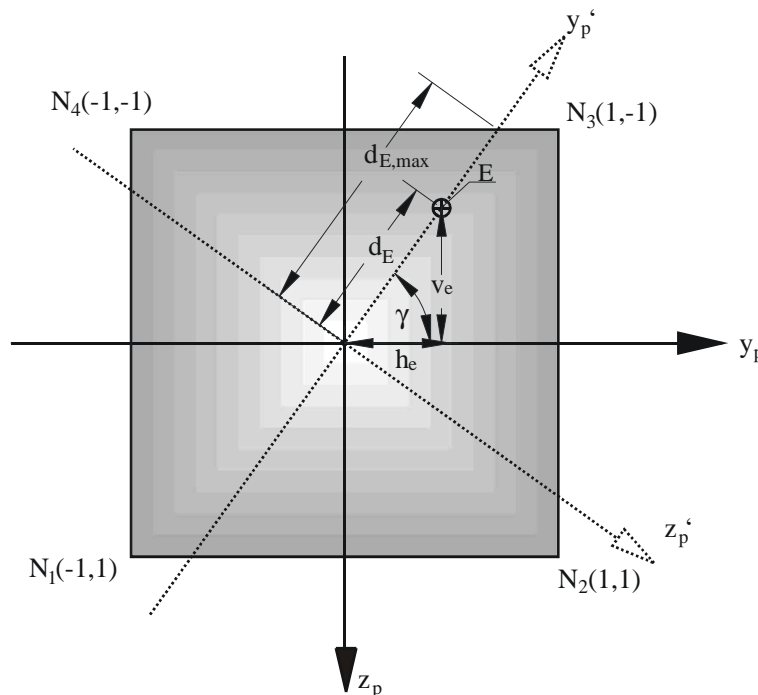


Abbildung 3.13.: Lineare Intensitätsfunktion der Transparenz bei nicht qualitativer Ablagedarstellung

3. Konzeption einer verbesserten perspektivischen Flugpfadanzeige

Eine weitere sinnvolle Funktion zur Beschreibung der Transparenz kann mit Hilfe der Produktbildung zweier eindimensionaler LAGRANGE'scher Interpolationspolynome nach folgender Gleichung erreicht werden:

$$\begin{aligned} I_v &= (1 - v_{e,n}) * (1 + v_{e,n}) \quad \text{für } -1 \leq v_{e,n} \leq 1 \\ I_h &= (1 - h_{e,n}) * (1 + h_{e,n}) \quad \text{für } -1 \leq h_{e,n} \leq 1 \\ I_{v,h} &= I_v * I_h * I_{\max} \end{aligned} \quad (3.14)$$

I_v und I_h beschreiben dabei die vertikale respektive horizontale Verteilung der Intensität der Transparenz; $I_{v,h}$ die Flächenfunktion für die Intensitätswerte für den Rechteckquerschnitt mit I_{\max} als maximalen Wert der Transparenz. Die folgende Abbildung stellt die Intensitätsfunktion aus (3.14) graphisch dar.

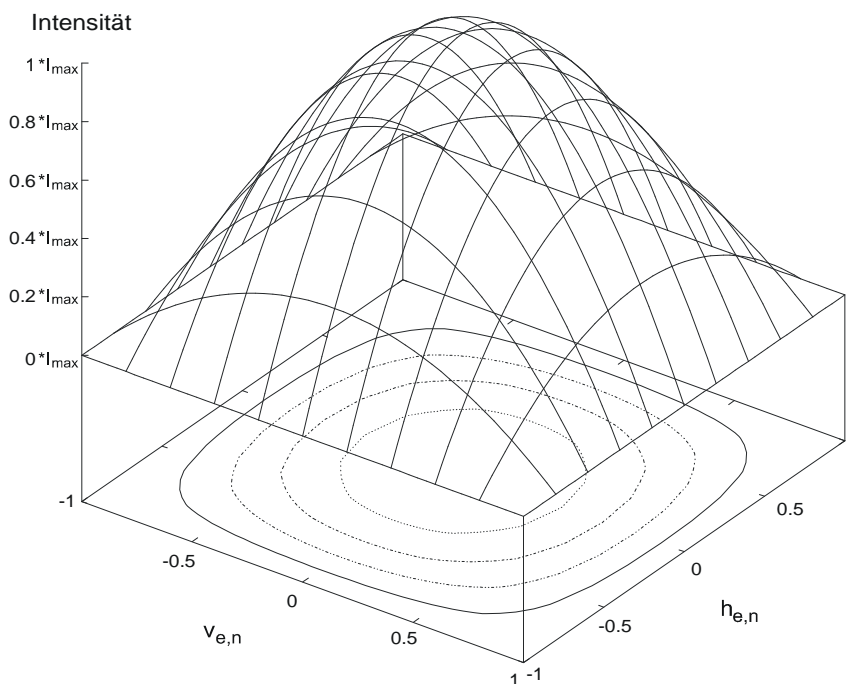


Abbildung 3.14.: Quadratische Intensitätsfunktion der Transparenz bei nicht qualitativer Ablagedarstellung

Erwähnenswert ist bei der quadratischen Intensitätsfunktion die Tatsache, dass kleine Ablagen im Gegensatz zur linearen Intensitätsfunktion kaum verdeutlicht werden.

Bei der qualifizierten Ablagedarstellung wird für jeden Knotenpunkt eine eigene Intensität bestimmt. Analog zum oben genannten Beispiel der linearen Intensitätsfunktion bei der nicht qualitativen Ablagedarstellung kann hier folgendermaßen vorgegangen werden.

Abhängig von der vertikalen und horizontalen Ablage v_e , h_e bei einer momentanen Position E kann ein um den Winkel γ rotiertes Koordinatensystem y_p' , z_p' bestimmt werden, wobei die y_p' -Achse des Ausgangskordinatensystems auf den Ablagevektor fällt. Die Rotationsmatrix hierfür lautet:

$$R_\gamma = \begin{pmatrix} \cos(\gamma) & \sin(\gamma) \\ -\sin(\gamma) & \cos(\gamma) \end{pmatrix}. \quad (3.15)$$

Die Knotenwerte im gedrehten Koordinatensystem werden mit folgender Gleichung berechnet:

$$N_i' = R_\gamma N_i. \quad (3.16)$$

Der Abstand der Knoten zur z_p' -Achse wird als Maß für die Intensität herangezogen. Dazu werden die y_p' -Werte der Knoten N_i' auf die Maximaldistanz $d_{E,max}$ normiert, was zu der in Abbildung 3.15 durch die Schattierung angedeuteten Verteilung führt.

$$N_{i y_p',n}' = \frac{N_{i y_p}'}{d_{E,max}} \quad (3.17)$$

Dadurch wird der Tatsache Rechnung getragen, dass die Maximaldistanz und damit die Intensitätswerte je nach Richtung des Ablagevektors variieren. Die so erhaltenen Werte werden dann mit dem Intensitätswert $I_{v,h} = \frac{d_E}{d_{E,max}}$ multipliziert. Die Intensität I_i im Knoten i ergibt sich also nach folgender Gleichung:

$$I_i = I_{v,h} N_{i y_p',n}' \quad (3.18)$$

Alternativ zu diesem linearen Ansatz ist es auch denkbar, die quadratische Funktion aus Gleichung (3.14) durch Translation und Skalierung für die Berechnung der Knotenwerte bei der qualitativen Ablagedarstellung zu benutzen. Der einfachere lineare Ansatz liefert jedoch ausreichende, stetige Ergebnisse.

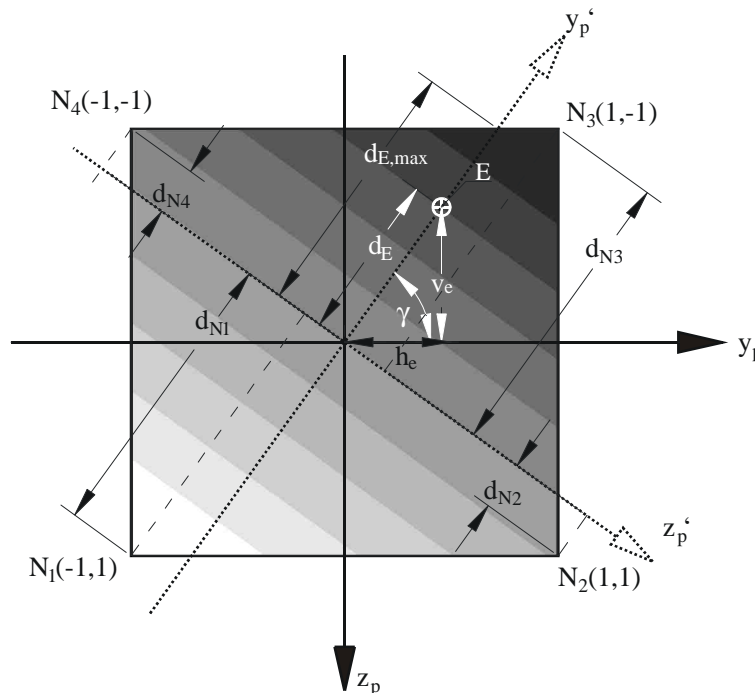


Abbildung 3.15.: Lineare Intensitätsfunktion der Transparenz bei qualitativer Ablagedarstellung

Auf Grundlage der oben ausgeführten Ansätze zur Bestimmung der Intensitätsverteilung lassen sich verschiedene Transparenzfunktionen modellieren. Bei der nicht qualifizierten Darstellung lassen sich, wie in Abbildung 3.16 links illustriert, beispielsweise die Minimal- und Maximalwerte der Transparenz am Querschnittsrand und in der Querschnittsmitte variieren. Bei der qualifizierten Ablagedarstellung kann zwischen zwei grundlegend verschiedenen Ansätzen unterschieden werden: entweder, die Transparenz der entsprechenden Knoten nimmt bei Annäherung ab oder sie nimmt zu.

Abbildung 3.16 Mitte stellt dar, wie die Darstellung bei abnehmender Transparenz zunehmend in dem Bereich massiver wird, auf den sich das Flugzeug zu bewegt. Die

entfernten Bereiche bleiben semi-transparent, da eine vollständige Transparenz zu Wahrnehmungsschwierigkeiten führen würde. Dadurch ergeben sich mehrere Probleme: zum einen fallen die massiv gezeichneten Elemente zunehmend in die Sichtrichtung und verlieren damit an Wirkung. Die anderen Elemente nehmen zwar einen größeren Teil des Sichtbereichs ein, werden aber nur semi-transparent angezeigt. Zum anderen bewegt sich der Pilot auf eine immer massivere „Wand“ zu, was ihn dazu verleiten könnte, unübliche Fluglagen einzunehmen, um dieser Wand auszuweichen. Außerdem ist der Gradient der Transparenz dadurch vermindert, dass der Rest des Querschnitts semi-transparent dargestellt wird. Ferner würde eine schlagartige Veränderung der Darstellung für den Fall eintreten, dass beim Fliegen außerhalb der Flugpfadbegrenzung ein wie in Abbildung 2.19 dargestellter offener Querschnitt angezeigt wird.

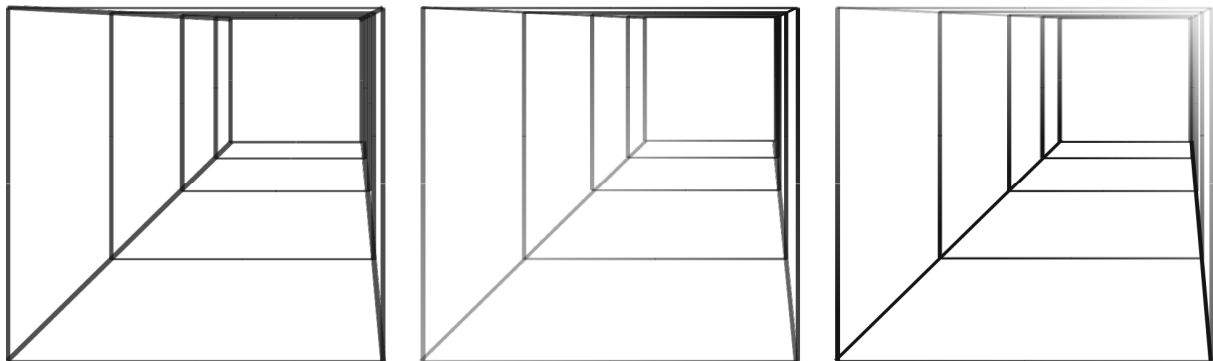


Abbildung 3.16.: Nicht qualifizierte (links), qualifizierte (Mitte) und „invertierte“ qualifizierte Ablagedarstellung (rechts)

Bei der in Abbildung 3.16 rechts gezeigten „invertierten“ qualifizierten Darstellung werden diejenigen Bereiche mit stärkerer Transparenz angezeigt, auf die sich das Flugzeug zu bewegt. Beim Erreichen einer Flugpfadbegrenzung wird dieser Bereich nach den vorher beschriebenen Rechenvorschriften komplett transparent dargestellt. Die Steuerstrategie lautet demnach bei diesem Konzept, sich immer zu den weniger transparenten Elementen hin zu bewegen; die massivere Darstellung „zieht“ den Piloten gewissermaßen zurück. Durch diese Darstellung werden die vorher genannten Probleme weitestgehend gelöst. Das Ausblenden der nahen Elemente macht einen stetigen Übergang zur offenen Darstellung beim Fliegen außerhalb des Querschnitts möglich und verleitet den Piloten eventuell weniger zur Überreaktion. Es werden diejenigen Elemente prägnant dargestellt, die einen großen Sichtbereich einnehmen und die gesamte Bandbreite zwischen „transparent“ und „undurchsichtig“ kann ausgenutzt werden. Problematisch könnte dagegen sein, dass sich die Begrenzung immer weiter „auflöst“ je näher man sich ihr nähert und damit ihren begrenzenden Charakter verliert.

Die „invertierte“ qualifizierte Ablagedarstellung scheint das vorteilhafteste Darstellungskonzept zu sein. Durch die semi-transparente Darstellung beim ablagefreien Flug wird die Aufmerksamkeit auf andere SVS-Elemente gelenkt; bei zunehmender Ablage wird dies dem Piloten sinnvoll dargestellt und die Aufmerksamkeit verstärkt auf die Soll-Trajektorie gezogen.

3.3.3. Adaptiver Kontrast

Wie in Abschnitt 3.2.3 beschrieben, empfiehlt sich eine schwarze Umrandung der Flugpfadelemente um den Farbkontrast und die Erkennbarkeit zu erhöhen. Die in Abschnitt 3.3.2 beschriebene adaptive Transparenz bezieht sich auf die gesamte Darstellung der Flugpfadgeometrie. Je nach Hintergrund der Flugpfaddarstellung – in der synthetischen Sicht kann der Flugpfad vor dem Himmel, dem Gelände, einer Geländewarnung oder Ähnlichem

angezeigt werden – und Transparenz kann die Unterscheidung zwischen Flugpfadelementen und Hintergrundelementen beeinträchtigt werden. Aus diesem Grund ist die adaptive Transparenz des Kontrastes eine Alternative zur adaptiven Transparenz der gesamten Flugpfaddarstellung. Dabei kann die schwarze Umrandung nach denselben Rechenvorschriften wie bei der adaptiven Transparenz erläutert in seiner Transparenz adaptiert werden. Abbildung 3.17 zeigt für die adaptive Kontrastdarstellung dieselben Situationen wie Abbildung 3.16. Dabei ist die farbliche Darstellung stets undurchsichtig; allein die schwarze Umrandung ändert ihre Transparenz.

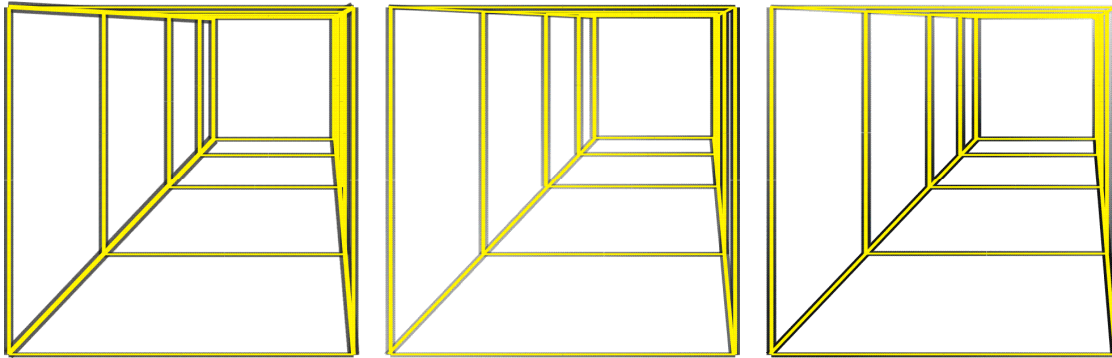


Abbildung 3.17.: Unterschiedliche Ablagedarstellungen durch adaptiven Kontrast

3.3.4. Adaptive Linienstärke

Mit einer adaptiven Linienstärke lassen sich ähnliche Ergebnisse erzielen, wie mit der oben beschriebenen adaptiven Transparenz des Gesamtquerschnitts oder des adaptiven Kontrasts. Die vorgenannten Berechnungsvorschriften lassen sich analog anwenden. Die primären Ziele der adaptiven Flugpfadanzeige – die Änderung des Fokus und die implizite Ablagedarstellung – lassen sich über die adaptive Linienstärke realisieren. Der Vorteil dieses Konzeptes ist es, dass durch die Beibehaltung des nicht durchsichtigen Querschnitts die Farbunterscheidung erleichtert wird. Problematisch ist jedoch die Tatsache, dass sich bei gängigen Graphikbibliotheken die gewählte Linienstärke konstant auf die gesamte Linie bezieht und so ein linearer Verlauf der Linienstärke zusätzlichen (Rechen-)aufwand erfordert.

3.4. Kurvenein- und -ausleitung

Der Ein- und Ausleitvorgang einer Kurve bzw. der Übergang von einem geraden Segment zu einem Kurvensegment und umgekehrt stellt eine fundamental unterschiedliche Aufgabe im Vergleich zum Geradeaus- oder Kurvenflug dar. Anstatt einen bestimmten stationären Flugzustand unter dem Einfluss von Störgrößen beizubehalten, muss der Pilot das Flugzeug von einem stationären Zustand in einen anderen überführen [Mul99]. Der Übergangsbogen ist in Abschnitt 3.1.2 durch den Anwendungsfall „Beschleunigung des Bahnazimut, $\ddot{\chi} \neq 0$ “ definiert. Während beim Geradeausflug und beim Kurvenflug die Krümmung der Soll-Trajektorie $\kappa = 1/r_K$ zwar unterschiedlich, aber in beiden Fällen konstant ist, bildet der Übergangsbogen bei der Ein- und Ausleitung der Kurve einen kontinuierlichen Krümmungsübergang. Flugmechanisch korreliert die Krümmung mit dem Rollwinkel Φ . In Abbildung 3.18 sind die Übergangsbögen grau markiert. Der zeitliche Verlauf des Rollwinkels zeigt den kontinuierlichen Übergang zwischen Gerade und Kurve.

Ein zentraler Aspekt bei der Durchführung dieses instationären Manövers ist die Frage nach dem korrekten Zeitpunkt der Initiierung des Übergangs. Bei einer vorgegebenen Azimutänderung von 90° führt die um 1 s verzögerte Kurveneinleitung bei einer Geschwindigkeit von 100 m/s (~200 Knoten) beispielsweise entweder zu einer Ablage von 100 m auf dem nächsten Geradensegment oder bewegt den Piloten zu einem aggressiveren

Einleitverhalten als dies bei korrekter Initiierung möglich gewesen wäre. Die Wahl des Zeitpunkts für den Beginn des Übergangsmanövers liegt im Ermessensspielraum des Piloten und hängt hauptsächlich von den in der perspektivischen Flugpfadanzeige verfügbaren Informationen ab.

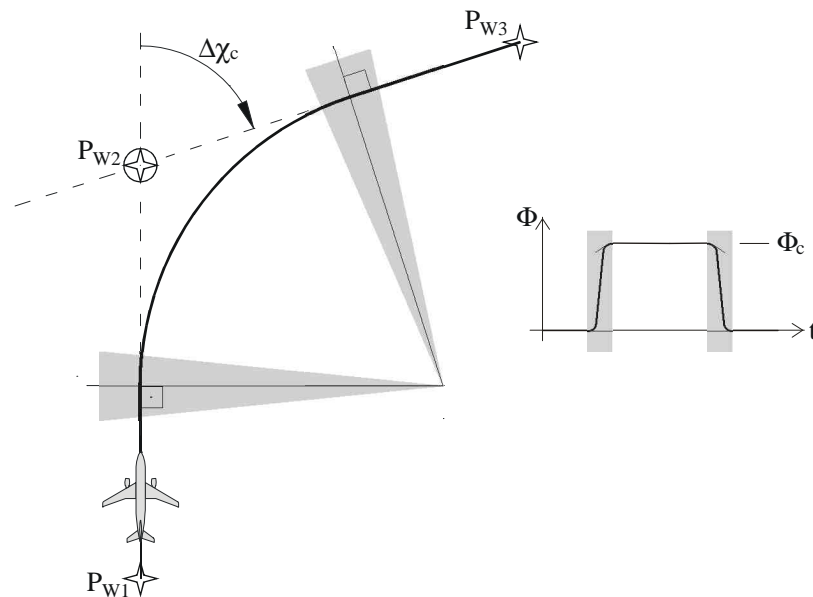


Abbildung 3.18.: Rollwinkelverlauf bei der Kurvenein- und -ausleitung

Die detaillierte Betrachtung der speziellen Gegebenheiten des Übergangsbogens wurde bis vor kurzem nur in sehr wenigen Arbeiten durchgeführt, obwohl GRUNWALD schon in den 1980er Jahren auf die Besonderheiten des Übergangsbogens aufmerksam machte und empfahl, die entsprechenden flugmechanischen Parameter realistisch zu modellieren [Gru84]. Nur wenige Studien differenzieren ihre Ergebnisse zwischen Kurve und Gerade; die Übergangsbögen werden äußerst selten gesondert analysiert.

Neben der im Vergleich zu Geradensegmenten erschwerten Wahrnehmung der Flugpfadelemente, ist das Problem fast aller perspektivischen Flugpfadanzeigen in Bezug auf den Übergang zwischen Geraden und Kurven die Tatsache, dass bei der Modellierung mangels geeigneter Algorithmen oder ausreichender Rechenkapazität der Einfachheit halber komplett auf Übergangsbögen verzichtet wird.

MULDER untersuchte das Pilotenverhalten beim Übergangsmanöver und analysierte die Strategie der Piloten zur Bestimmung des korrekten Einleitzeitpunktes [Mul99] [MV06]. Im Wesentlichen untersuchte er zwei unterschiedliche Strategien zur Erkennung des Einleitzeitpunktes, die zum Teil aus der Fahrzeugforschung abgeleitet wurden. Dies ist zum einen ein zeitbasierter Ansatz, zum anderen ein distanzbasierter Ansatz. Beim zeitbasierten Ansatz bezieht der Pilot die nötigen Informationen aus den sich nähernden und damit optisch ausdehnenden Querschnittselementen der Flugpfadgeometrie. Daraus kann mental die verbleibende Zeit bis zum Erreichen dieses Elements (*Time-to-Contact*, TTC) abgeleitet werden. Markiert nun ein Querschnittselement den Übergang, kann dieses für den zeitbasierten Ansatz herangezogen werden.

Der distanzbasierte Ansatz beruht auf der sich beim Annähern an die Kurve ändernden Distanz zum so genannten Tangentenpunkt (TP). Der in Abbildung 3.19 angezeigte TP repräsentiert den Berührungspunkt der Tangentenlinie vom Betrachter aus an die innere Markierung der Kurvenbegrenzung. Anhand der Bewegung des (sich ständig ändernden) TP lässt sich nach Erkenntnissen der Fahrzeugforschung der Zeitpunkt der Kurveninitiierung ableiten [Mul99].

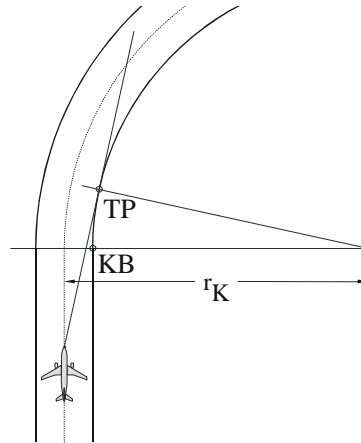


Abbildung 3.19.: Tangentenpunkt (TP) und Kurvenbeginn (KB) (nach [Mul99])

Neben der Flugzeugcharakteristik, der Fluggeschwindigkeit und der Querschnittsgröße war insbesondere die angezeigte Flugpfadgeometrie eine unabhängige Variable in MULDER'S Untersuchung: variiert wurde zwischen der allgemeinen *Tunnel-in-the-Sky* Anzeige, bei der stets ein Querelement den Übergang markierte (Display A), einer ausschließlichen Darstellung der Längselemente (Display B) und einer *Tunnel-in-the-Sky* Anzeige, bei der die Querelemente unterschiedliche Relativabstände besaßen und der Übergang nicht unbedingt durch ein Querelement markiert wurde (Display C). Während Display A vornehmlich den zeitbasierten Ansatz unterstützt, enthält Display B ausschließlich Informationen für den distanzbasierten Ansatz. Display C stellt eine Kombination aus Informationen für beide Ansätze dar.

Die Ergebnisse zeigten eindeutig die Überlegenheit der zeitbasierten Strategie gegenüber der distanzbasierten. Bei der distanzbasierten Strategie zeigten die Probanden ausnahmslos ein vergleichbares Verhalten, während die Streuung des Einleitzeitpunktes bei der distanzbasierten Strategie sehr groß war. Dies wurde vor allem darauf zurückgeführt, dass die TTC-Bestimmung weitestgehend unabhängig von anderen Variablen wie der Geschwindigkeit, der Querschnittsgröße oder des Kurvenradius ist. Dem gegenüber hängt die Wahrnehmung des Einleitzeitpunktes über den TP stark von diesen anderen Variablen ab.

Kritisch muss zu dieser Untersuchung jedoch angemerkt werden, dass auch hier der Übergangsbogen nicht modelliert wurde, sondern ein unrealistischer diskreter Übergang der Krümmung zwischen Gerade und Kurve angenommen wurde. Auch wenn dies nichts an den Erkenntnissen über die oben genannten Strategien zur Kurveneinleitung ändert, befindet sich der Pilot dadurch in einem systembedingten Dilemma: beginnt der den Einleitvorgang exakt an dem Punkt, der den modellierten Übergang zwischen Gerade und Kurve markiert, wird er aufgrund der realen Trägheit während des Überganges erst später den modellierten Kurvenradius erreichen und sich deshalb in Richtung des Flugpfadäußeren von der Soll-Trajektorie wegbewegen. Will er dem entgegenwirken muss der Einleitvorgang vor dem modellierten Übergang zwischen Gerade und Kurve initiiert werden. Das führt dazu, dass der Pilot die Soll-Trajektorie vor dem Übergang absichtlich zum Flugpfadinneren verlassen muss und damit die Kurve „schneidet“ [Gru84] [Mul99].

Wenige neuere Forschungsarbeiten haben eine verbesserte Berechnung der Soll-Trajektorie zum Inhalt. Das Hauptaugenmerk wird dabei auf die realistischere Modellierung des Übergangsbogens zwischen Gerade und Kurve gelegt. Dies kann durch die Nutzung so genannter Klothoiden – also Kurven, deren Krümmung umgekehrt proportional zur Länge des Bogens ist - geschehen [Bra04] oder durch analytische flugmechanische Berechnungen erreicht werden [Meu08]. Während erstere Arbeit eine signifikante Verbesserung der

Leistungen nachweist, sind in letzterer zumindest positive Tendenzen in Richtung der verbesserten Modellierung erkennbar. Als weitere bedenkenswerte Möglichkeit zur Bestimmung des Übergangsbogens sei hier die Schnellzeitsimulation genannt.

Ein wesentlicher Aspekt der perspektivischen Flugpfadanzeige ist die vorausschauende Anzeige. Eine bevorstehende Azimutänderung wird dem Piloten beispielsweise schon vor dem Erreichen des Einleitpunktes angezeigt. Die Notwendigkeit der Vorausberechnung bedeutet, dass selbst bei einer absolut realistischen Modellierung und Berechnung des gesamten Übergangsbogens, auch unter Berücksichtigung von Störgrößen wie beispielsweise Wind, Annahmen in die Berechnung einfließen. Eine in diesem Zusammenhang wesentliche Annahme ist die Abschätzung der Intensität der Steuereingaben des Piloten beim manuellen Flug und der daraus resultierenden Rollwinkelbeschleunigung $\ddot{\Phi}$ und -geschwindigkeit $\dot{\Phi}$ bis zum Erreichen des kommandierten Rollwinkels Φ_c . Der Pilot muss demnach zum einen den korrekten Zeitpunkt der Initiierung des Übergangsbogens und zum anderen den für die Berechnung angenommenen Verlauf des Rollwinkels aus der perspektivischen Anzeige der Soll-Trajektorie ableiten können.

3.4.1. Explizite Visualisierung des Ein- bzw. Ausleitzeitvorganges

Sowohl in [Mul99] als auch in [Bra04] wird die explizite Anzeige des kommandierten Rollwinkels als Möglichkeit angeführt, die Präzision beim Übergangsmanöver weiter zu erhöhen. Die Anzeige könnte zum Beispiel ein Teil der Rollwinkelanzeige des PFD sein oder auch in die *Flight Path Vector* Anzeige integriert werden. Dabei stellt sich die Frage, ob die zusätzliche Anzeige an die perspektivische Flugpfadanzeige gekoppelt ist oder ein unabhängiges Instrument ähnlich einem *Flight Director* darstellt. Das in Abbildung 3.20 illustrierte Beispiel soll den Unterschied und die möglichen Probleme erläutern.

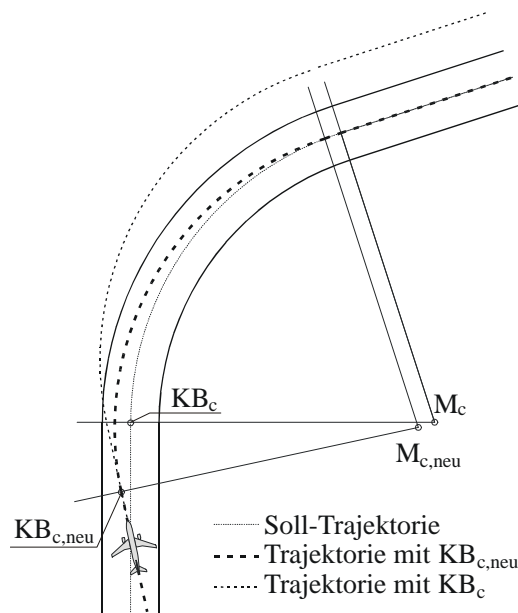


Abbildung 3.20.: Probleme der expliziten Anzeige des Soll-Rollwinkels

Das Flugzeug befindet sich wenige Sekunden vor der Initiierung eines Übergangsmanövers mit vernachlässigbarer vertikaler und horizontaler Ablage, fliegt jedoch mit einem horizontalen Bahnwinkelfehler gegenüber dem Sollpfad. Wäre eine explizite Rollwinkelanzeige nun an die Soll-Trajektorie gekoppelt, würde die Initiierung der Kurve erst beim für den idealen Flug bestimmten Kurvenbeginn KB_c angezeigt werden. Das würde aufgrund des Bahnwinkelfehlers dazu führen, dass bei normalen Steuereingaben gemäß dem

angezeigtem Soll-Rollwinkel der neue Kurs erst versetzt zur Soll-Trajektorie erreicht wird, oder der Pilot die Vorgabe missachtet und zu aggressiven Steuereingaben verleitet wird.

Falls die Rollwinkelvorgabe unabhängig von der Berechnung der Soll-Trajektorie etwa durch Schnellzeitsimulation oder andere Verfahren bestimmt wird, können ein neuer Kurvenbeginn $KB_{c,neu}$ und ein Soll-Rollwinkelverlauf errechnet werden, so dass die Soll-Trajektorie nach der Kurve wieder erreicht wird. Allerdings müsste in diesem Fall die Rollwinkelvorgabe gegenüber der perspektivischen Flugpfadanzeige priorisiert werden; die Flugpfadanzeige wäre bis zum Einschwenken auf den neuen Steuerkurs praktisch hinfällig.

Im Grunde widerspricht die explizite Anzeige von Sollgrößen des inneren Regelkreises (siehe Abbildung 1.5) – beispielsweise des Rollwinkels – in Kombination mit der Darstellung der Sollgrößen des mittleren und äußeren Regelkreises – dem Flugpfad – der Intention der perspektivischen Flugpfaddarstellung: durch die Anzeige von Sollgrößen bzgl. der Position, Höhe und der Flugbahn soll dem Piloten die Freiheit gegeben werden, durch selbstständige Wahl der Stellgrößen des inneren Regelkreises die Flugführungsaufgabe zu erfüllen. Im oben genannten Beispiel enthält die perspektivische Flugpfaddarstellung ausreichende Informationen über die Bahnwinkeldifferenz und überlässt es so dem Piloten, adäquat darauf zu reagieren.

Es sind mehrere Studien bekannt, in denen explizite Anzeigen mit perspektivischen Flugpfadanzeigen kombiniert wurden. In Untersuchungen der NASA wurde ein zusätzliches 2D-Führungselement ähnlich einem *Flight Director* in die Anzeige integriert, das explizite Angaben über die Soll-Roll- und Nickwinkel darstellte. Die Ergebnisse zeigten, dass die Piloten bei Anwesenheit des zusätzlichen Führungselementes nur noch 30 % ihres subjektiv empfundenen Situationsbewusstseins durch den perspektivischen Flugpfad bezogen, ihre Aufmerksamkeit also stark auf das explizite Führungselement richteten [PAK04].

Bei Untersuchungen durch MEUTER an der TU Darmstadt wurden die Zeitpunkte 2 s vor und exakt bei der Kurveninitiation durch ein zusätzliches Element angezeigt. Allerdings bezog sich diese Anzeige auf die Soll-Trajektorie, also unabhängig von möglichen Abweichungen immer auf den Punkt KB_c in Abbildung 3.20. Außerdem wurde der Übergangsbogen mit drei unterschiedlichen Flugzeugträgheiten, also Rollraten, modelliert. Der Soll-Rollwinkel im stationären Kurventeil entsprach mit 25° realistischen Werten. Die Ergebnisse waren zwar nicht signifikant, zeigten aber doch bei der expliziten Anzeige die Tendenz zu einer exakteren Einhaltung des Sollpfades und des Soll-Rollwinkels. Eine Dauer des Rollvorganges von etwa 5 s bei 200 Knoten kam dem benutzten A300 Modell am nächsten [Meu08].

Kritisch angemerkt werden muss bei beiden Studien jedoch, dass die Flugpfadgeometrie keinerlei zusätzliche Informationen über den Einleitzeitpunkt, wie zum Beispiel ein andersfarbiges Querschnittselement, beinhaltete.

Ein weiterer Nachteil der expliziten Anzeige ist die Tatsache, dass durch ein weiteres Element die Belastung des Piloten zunimmt und die Aufmerksamkeit weiter verteilt werden muss.

3.4.2. Implizite Visualisierung des Ein- bzw. Ausleitzeitvorganges

Wie die vorigen Abschnitte gezeigt haben, kann sowohl mit der realistischen Modellierung des Übergangsbogens als auch mit der expliziten Visualisierung des Einleitzeitpunktes eine verbesserte Pfadfolgenauigkeit im Vergleich zu einfachen Flugpfadgeometrien erreicht werden. Die explizite Anzeige hat jedoch einige oben erwähnte Schwachpunkte, die eine Integration in perspektivische Flugpfadanzeigen in Frage stellen. Sinnvoller wäre eine implizite Kodierung der Informationen in der dreidimensionalen Darstellung des Flugpfades. Dies würde dem Konzept der Anzeige besser entsprechen, dem Piloten mehr Voraussicht und Entscheidungsfreiheiten zu übertragen.

[Mul99] und [Bra04] nutzen jeweils ein dediziertes Querschnittselement, das den Kurvенеinleitzeitpunkt markiert, was zum Erkennen des Zeitpunktes eine ausreichende Information liefert. Weitere Informationen wie beispielsweise die Rollrate oder die Länge des Übergangsbogens sind darin jedoch nicht enthalten. Interessanterweise wird die Verdeutlichung des Ausleitbogens in der Literatur nicht erwähnt, obwohl die Problemstellung ähnlich der des Einleitvorgangs ist.

Eine sinnvolle Art der Anzeige des Ein- und Ausleitvorgangs ist die hervorgehobene Darstellung des gesamten Übergangsbogens. Durch Variation der oben genannten allgemeinen Parameter der graphischen Darstellung wie Farbe, Kontrast oder Linienstärke muss diese Darstellung von der Standarddarstellung abgrenzbar und klar wahrnehmbar sein. Dabei ist es wichtig, zumindest den Beginn und das Ende des Übergangsbogens mit dedizierten Querschnittselementen zu markieren. Damit werden zum einen Informationen bezüglich des Startzeitpunktes, zum anderen auch bezüglich der Länge des Übergangsbogens visualisiert. Dadurch kann der Pilot Informationen über die zu wählende Rollrate ableiten.

Zusätzlich kann die für die Berechnung zu Grunde liegende Rollrate des Übergangsbogens dadurch visualisiert werden, dass der Flugpfadquerschnitt gemäß dem Soll-Rollwinkelverlauf um die Bahnlängsachse rotiert wird. GRUNWALD zeigte, dass ein um den Soll-Rollwinkel um die Längsachse rotierter Flugpfad vergleichbare Resultate zeigt, wie ein nicht rotierter [Gru84]. Zusätzlich zu den Start- und Endzeitpunkten des Übergangsbogens und der Länge des Bogens erhält man so auch eine Information bezüglich der zu Grunde liegenden Rollrate. Abbildung 3.21 skizziert eine mögliche Umsetzung der impliziten Anzeige des Übergangsbogens bei der Kurvенеinleitung.

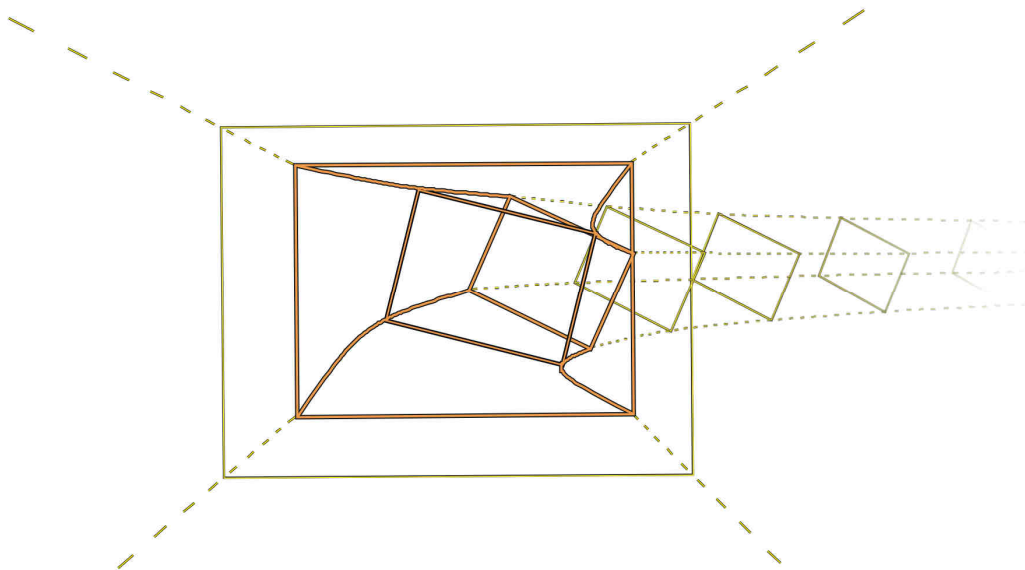


Abbildung 3.21.: Implizite Darstellung des Zeitpunktes, der Länge und der Rollvorgabe des Übergangsbogens

Durch die Nutzung einer Flugpfadgeometrie mit verhinderter Längsbewegung wie in Abschnitt 3.2.6 beschrieben, wird der Übergangsbogen als ortsfestes Element noch prägnanter wahrgenommen. Die sich vor dem Flugzeug entlang des Sollpfades bewegenden Querelemente erreichen den Übergangsbogen in einem gewissen Abstand vor dem Flugzeug. Ab dem Anfang des Übergangsbogens beginnen sie den Rollvorgang und visualisieren dem Piloten die kommende Kurvенеin- oder -ausleitung.

Problematisch beim Erkennen des Beginns des Übergangsbogens könnte sich bei der impliziten Anzeige die in Abschnitt 2.2.2 beschriebene Distanz auswirken, bei der ein

Querschnittselement den Sichtbereich verlässt. In Abhängigkeit des Sichtwinkels und der Breite bzw. Höhe des Flugfadquerschnitts ist ein Querschnittselement auf der Geraden nur bis zu der in Gleichung (2.1) angegebenen Distanz sichtbar. Würde der Pilot bei einem Sichtwinkel von 60° und einer Flugfadbreite von 100 m den Übergangsbogen genau dann beginnen, wenn das markierende Querschnittselement aus dem Sichtbereich verschwindet, wäre das ungefähr 90 m oder bei einer Fluggeschwindigkeit von 200 Knoten etwa eine Sekunde zu früh. Die Möglichkeiten, dieser Tatsache mit einem kleineren Querschnitt oder einem größeren Sichtwinkel zu begegnen, sind sehr begrenzt. Kleinere Querschnitte führen zwar in einem gewissen Rahmen zu einer höheren Navigationsgenauigkeit, aber zu dem Preis einer erhöhten Arbeitsbelastung für den Piloten und einer damit erhöhten Steuertätigkeit. Ein größerer Sichtwinkel führt wie in Abschnitt 2.2.2 ausgeführt zwar zu kürzeren minimalen Sichtabständen, ist aber aufgrund immer größerer optischer Verzerrungen nicht sinnvoll einsetzbar. Eine Möglichkeit, den Sichtwinkel durch eine veränderte Projektionsart zu erhöhen wird in Abschnitt 3.6 diskutiert.

Um dem Piloten den genauen Zeitpunkt der Einleitung des Übergangsbogens implizit zu visualisieren, obwohl der reale Querschnitt schon aus dem Sichtbereich gewandert ist, bietet sich die Anzeige eines Hilfsquerschnitts an. Dieses Hilfselement wandert genau in dem Moment aus dem Sichtbereich, in dem der reale Punkt der Kurveneinleitung durchfliegen wird. Da sich dieses Hilfselement jedoch bereits innerhalb des Übergangsbogens befindet, muss überprüft werden, inwieweit Gleichung (2.1) auch für die Bestimmung der minimalen Sichtweite im Kurvenbereich angewendet werden kann.

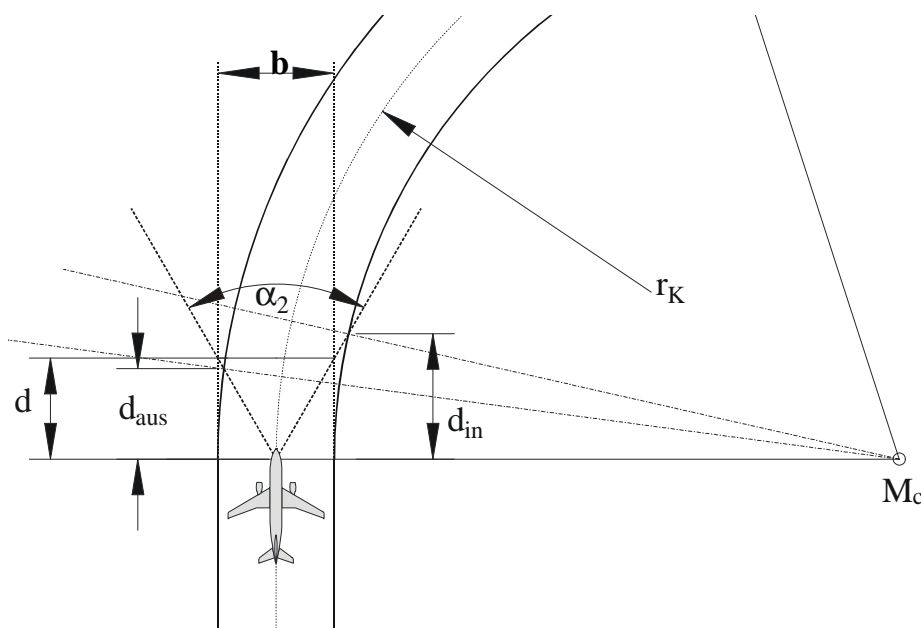


Abbildung 3.22.: Minimale Sichtweiten in Kurven

Vereinfacht wird der in Abbildung 3.22 dargestellte diskrete Übergang zwischen Gerade und Kurve angenommen. Durch die Krümmung des Kreisbogens verlässt ein Querschnittselement den Sichtbereich auf der Innenseite früher als auf der Außenseite. Die Innensichtweite d_{in} und die Außensichtweite d_{aus} ergeben sich nach den folgenden Gleichungen [Mul99], wobei r_K den Kurvenradius beschreibt und b die Querschnittsbreite angibt:

$$d_{\text{aus}} = \frac{\sqrt{r_k - (1 + 1/\tau^2)b(r_k + b/4)} - r_k}{\left(\tau + \frac{1}{\tau}\right)}$$

$$d_{\text{in}} = \frac{r_k - \sqrt{r_k^2 - (1 + 1/\tau^2)b(r_k - b/4)}}{\left(\tau + \frac{1}{\tau}\right)} \quad (3.19)$$

mit $\tau = \tan\left(\frac{\alpha}{2}\right)$

Realistische Annahmen ($r_k = 2500$ m, $b = 100$ m, $\alpha = 60^\circ$) belegen eine Abweichung von etwa 3 m für die Außen- und Innensichtweite im Vergleich zur Sichtweite auf der Geraden nach Gleichung (2.1), was bei 200 Knoten etwa 0,03 s bedeutet und damit zu vernachlässigen ist. Der Abstand des Hilfsquerschnitts als Anhaltspunkt kann also vereinfacht nach Gleichung (2.1) berechnet werden.

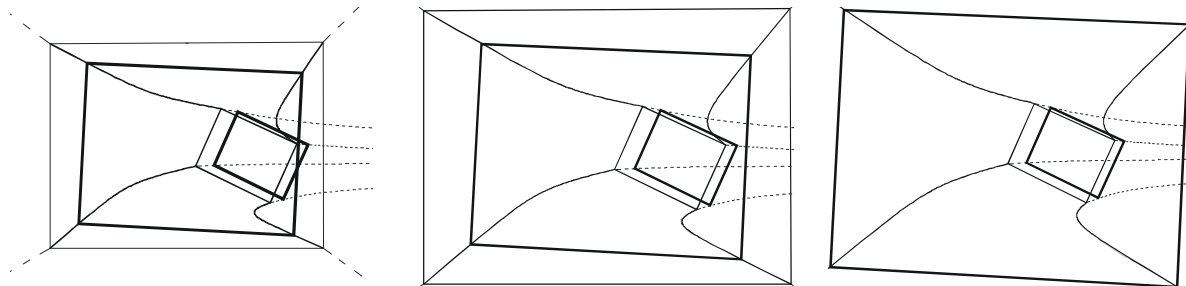


Abbildung 3.23.: Übergangsbogen mit Hilfselement

Abbildung 3.23 zeigt die visuelle Abfolge bei der Annäherung an den Übergangsbogen mit dem visuellen Hilfselement, das in der Abbildung dick hervorgehoben ist. Auf dem linken Bild nähert sich das Flugzeug dem Übergangsbogen an. Auf der mittleren Abbildung verlässt das Querschnittselement den Sichtbereich, das den Beginn des Übergangsbogens markiert. Der Übergangsbogen muss aber erst dann eingeleitet werden, wenn das Hilfselement wie in der rechten Abbildung illustriert, den Sichtbereich verlässt. Das gleiche gilt für das Ende des Überleitbogens.

Als Alternative dazu könnte auch die Farbe der Elemente, die den Übergangsbogen markieren, in dem Moment geändert werden, in dem der Soll-Einleitpunkt durchquert wird. Damit würden keine weiteren Elemente hinzugefügt werden und der exakte Zeitpunkt zur Einleitung wäre leicht wahrnehmbar.

Die beschriebene implizite Anzeige kann auch auf den Anwendungsfall „Änderung des Bahnneigungswinkels $\dot{\gamma} \neq 0$ “ übertragen werden, ohne eine zusätzliche Anzeige zu integrieren.

Es ist zu erwähnen, dass die beschriebene Steuerstrategie sich ausschließlich auf den exakten Flug entlang der Soll-Trajektorie bezieht. Falls die Fluglage vor dem Ein- oder Ausleitmanöver eine Ablage oder einen Bahnwinkelfehler aufweist, muss der Pilot dies erkennen und selbstständig entsprechend reagieren.

3.5. Kurvenflug

Obwohl in nur wenigen Studien die gesammelten Daten getrennt nach Geraden-, Übergangs- und Kurvensegmenten analysiert wurden, ist es doch allgemein anerkannt, dass es beim

Fliegen mit perspektivischen Flugpfadanzeigen deutlich schwieriger ist, ein Flugzeug entlang kurvenförmiger Soll-Trajektorie zu steuern als entlang geradliniger, obwohl es sich bei der Flugführungsaufgabe hier genau wie beim Geradeausflug um ein stationäres Manöver handelt. MULDER untersuchte das Pilotenverhalten beim Abfliegen von Kurven mit einer Standard-*Tunnel-in-the-Sky* Anzeige. Aus den Ergebnissen folgerte er, dass die Schwierigkeiten beim Kurvenflug sowohl auf eine quantitative als auch eine qualitative Degradierung der dargestellten Informationen zurückzuführen seien. Durch die abnehmende Anzahl und Qualität der optischen Elemente ist es für den Piloten schwerer, seine Fluglage und -position relativ zur Soll-Trajektorie wahrzunehmen [Mul99].

In den folgenden Abschnitten werden die optischen Unzulänglichkeiten beim Kurvenflug näher beschrieben und mögliche Lösungen vorgeschlagen und diskutiert, die dann in Simulatoruntersuchungen bewertet werden sollen.

3.5.1. Adaptive Blickrichtung

Die Projektionsrichtung entlang der Längsachse des Flugzeugkoordinatensystems hat sich für synthetische Sichtsysteme durchgesetzt, die als primäre Flugführungsanzeige verwendet werden. Sie simuliert den fixierten Blick des Piloten geradeaus durch das Cockpitfenster. Ein Flugzeugreferenzsymbol bildet dabei den graphischen Fixpunkt des Displays.

3.5.1.1. Erkenntnisse aus der Fahrzeugforschung

Der fixierte Blick entlang der Flugzeuglängsachse entspricht jedoch vermutlich häufig nicht der Blickrichtung, die der Pilot einnehmen würde, wenn er in der realen Welt einem sichtbaren dreidimensionalen Flugpfad folgen würde. Dies gilt etwa für den Einschwenkvorgang auf die Soll-Trajektorie, vor allem aber für den Übergangsbogen und den stationären Kurvenflug. Besonders in der Fahrzeugforschung wurden das Blickverhalten und die Augenbewegungen beim Fahren einer Kurve in diversen Studien untersucht. In [KA68] wurde in Untersuchungen festgestellt, dass Fahrer sowohl ihre Blickweite als auch ihre Blickrichtung aktiv regulieren, wenn sie sich einer Kurve nähern oder einer Kurve folgen. Danach verkürzt der Fahrer ab einer gewissen Distanz vor der Kurveneinleitung bis zum Ende des Übergangsbogens kontinuierlich seine Blickweite, während die Blickrichtung sich stetig in Richtung der Kurveninnenseite bewegt. Weitere Studien belegen andere Blickbewegungen und Strategien bei der Kurveneinleitung und der Kurvenfahrt. Alle Untersuchungen zeigen jedoch, dass die Fahrer durch aktive Blickbewegungen ihre Aufmerksamkeit auf die für sie relevanten Informationen fokussieren.

In einer jüngeren Analyse untersuchten WILKIE und WANN die Auswirkungen unterschiedlicher Blickrichtungs-Strategien auf die Fahrgenauigkeit einer gekurvten Soll-Fahrbahn [WW03]. Beim Abfahren mehrerer Kurven auf einer 2 m breiten Fahrbahn mit einer Geschwindigkeit von 29 km/h wurden die Abweichungen von der Soll-Trajektorie für drei unterschiedliche Blickrichtungs-Strategien bestimmt: einer freien Wahl der Blickrichtung, einer fixierten Blickrichtung horizontal geradeaus unter einem vertikalen Winkel von 4° sowie einer Pfadfolge-Blickrichtung, die in einem festen Abstand vor dem Fahrzeug und einer vertikalen Neigung von ebenfalls 4° stets exakt auf die Soll-Trajektorie gerichtet war. Die Ergebnisse zeigten vergleichbare Ergebnisse für die freie Blickrichtungswahl und die Pfadfolge-Blickrichtung; die fixierte Blickrichtung führte zu signifikant schlechteren Resultaten: die Fahrfehler waren klar größer und zwar in Richtung der Kurvenaußenseite. Die Versuchsteilnehmer fixierten bei der freien Blickrichtungswahl zu 80 % der Zeit Punkte in einem Bereich von $\pm 37,5$ cm um die Mitte der Straße durchschnittlich ungefähr 2 s vor der momentanen Position. Damit konnten Nachteile der fixierten Blickrichtung nachgewiesen werden [WW03].

3.5.1.2. Übertragung auf perspektivische Flugpfadanzeigen

Eine einfache Übertragung der Erkenntnisse auf den Übergangsbogen und den Kurvenflug in synthetischen Sichtsystemen ist ohne eingehende Untersuchung nicht möglich. Die Unterschiede in den Randbedingungen wie Freiheitsgrade, Geschwindigkeit, Dimension der Sollpfadbegrenzung oder Größe der Abbildung sind dafür zu groß. Außerdem hat der Pilot die Freiheit, seinen Blick auf dem Display trotz eines begrenzten Sichtwinkels zu bewegen. Trotzdem erzeugt der fixierte Blickwinkel Probleme bei der perspektivischen Darstellung des Flugpfades beim Übergangsbogen und im Kurvenflug, die zu negativen Reaktionen des Piloten führen könnten.

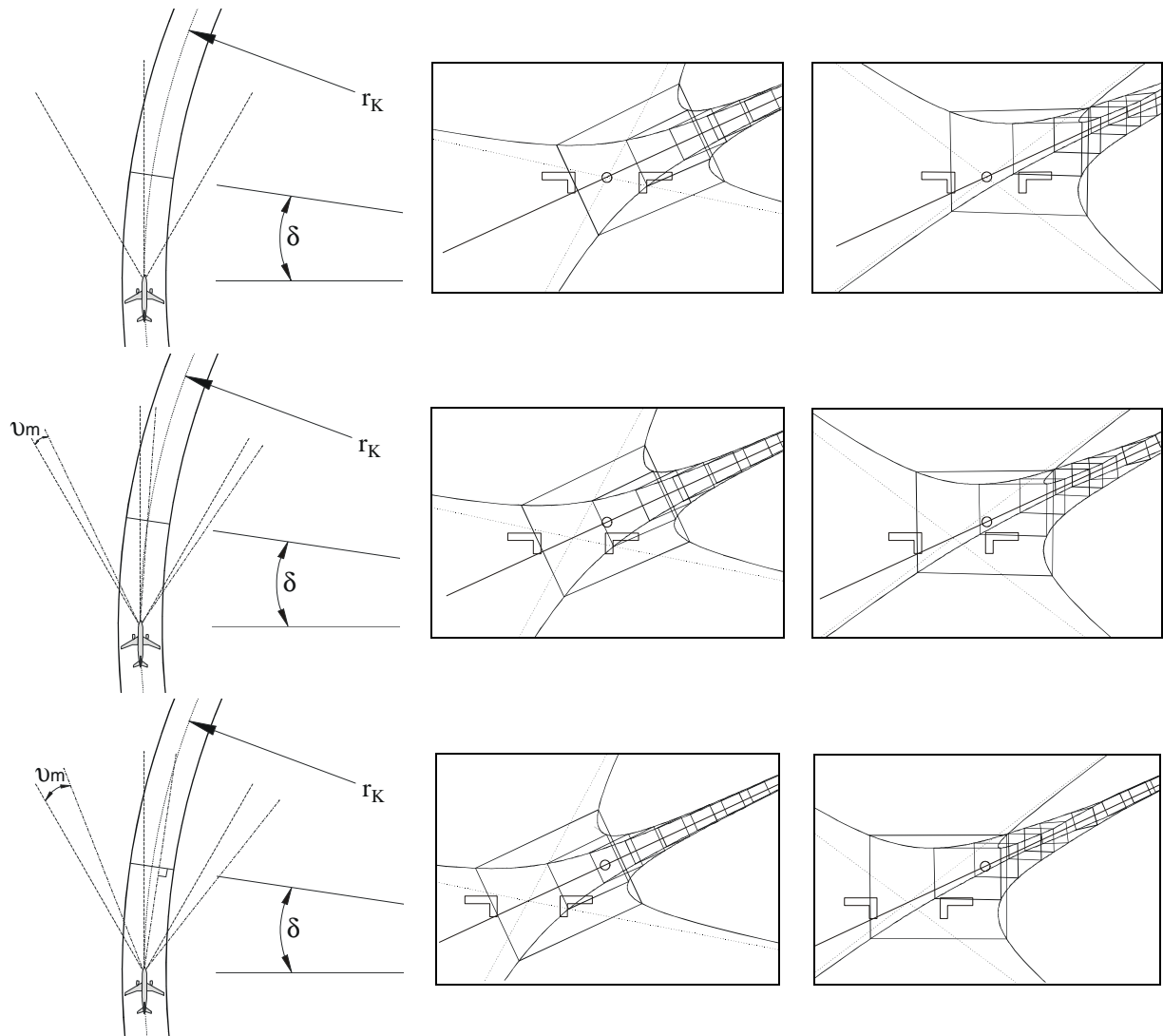


Abbildung 3.24.: Adaptive Blickrichtung (Spalten: Draufsicht, perspektivische Ansicht mit nicht rotiertem Querschnitt, perspektivische Ansicht mit rotiertem Querschnitt, Zeilen: ohne adaptive Blickrichtung, Blickrichtung adaptiert auf Zentrum des nächsten Querelements, Blickrichtung rechtwinklig auf das nächste Querelement adaptiert)

Durch die Sichtgrenzen und die damit verbundenen unterschiedlichen minimalen Sichtweiten auf der Kurveninnen- und -außenseite wird der visuelle Fluchtpunkt derart vermittelt, dass dieser auf der Kurvenaußenseite zu liegen scheint (siehe Abbildung 3.24, oben, Mitte). Bei einer fixierten Blickrichtung entlang der Flugzeuglängsachse zeigt diese nach außen, selbst wenn sie tangential zur Soll-Trajektorie verläuft. Verglichen mit den Längslinien beim Geradeausflug beginnen die Längslinien beim Kurvenflug außermittig. Die Darstellung

erscheint so, als wäre die Flugpfadgeometrie in Richtung der Kurveninnenseite verschoben. Dadurch könnte bei Piloten der Eindruck entstehen, ihre momentane Position sei in Richtung der Kurvenaußenseite verschoben [Mul99]. Weiterhin werden Querschnittselemente bei der fixierten Blickrichtung im Kurvenflug auch beim exakten Flug stets eine Winkeldifferenz gegenüber der Projektionsebene aufweisen, wenn sie den Sichtbereich verlassen. Dies stellt einen weiteren visuellen Faktor dar, der den Piloten dazu verleiten könnte, seinen Bahnazimut falsch einzuschätzen und einen zu starken Rollwinkel einzunehmen.

Eine Möglichkeit, diesem visuellen Problem zu begegnen, könnte die Adaption der Blickrichtung, also der Kamera in der synthetischen Szene sein.

Abbildung 3.24 stellt die Ansichten derselben Situation unter verschiedenen Blickrichtungen gegenüber. Dabei wird in der linken Spalte jeweils die Draufsicht der Situation dargestellt; die mittlere Spalte zeigt die perspektivische Ansicht bei einem nicht rotierten Querschnitt, während die rechte Spalte die gleiche Ansicht mit einem Querschnitt illustriert, der um den Soll-Rollwinkel um die Soll-Trajektorie rotiert wurde. In den perspektivischen Ansichten ist neben dem Flugpfad jeweils der künstliche Horizont als Linie sowie das Flugzeugreferenzsymbol in Form der beiden Winkel erkennbar. Die gestrichelten Linien stellen die Fluchtlinien eines fiktiven tangential verlaufenden, geraden Flugpfades an der momentanen Position dar, die sich in einem fiktiven Fluchtpunkt treffen. Der Kreis markiert das Zentrum und damit die Blickrichtung.

Die obere Zeile stellt die Standardsituation mit fixierter Blickrichtung entlang der Flugzeuglängsachse dar. Der fiktive Fluchtpunkt entspricht hier der Blickrichtung. Beim nicht rotierten Querschnitt liegt die Blickrichtung vertikal in der Mitte des Flugpfades; horizontal erscheint sie jedoch mit dem ersten Querelement als Bezug klar auf die Kurvenaußenseite zu deuten und entspricht damit wahrscheinlich nicht einer natürlichen Blickrichtung in dieser Situation. Ein weiteres Problem wird bei der rotierten Darstellung sichtbar. Durch die Rotation um die Soll-Trajektorie deutet die Blickrichtung im Vergleich zum ersten Querelement nach „unten-außen“. Das Flugzeug scheint zu tief und zu weit außen zu fliegen, was zu Fehlverhalten führen könnte.

In der zweiten Zeile wurde die Blickrichtung derart in Richtung der Kurveninnenseite rotiert, dass die Soll-Trajektorie im Abstand des ersten Querelementes fixiert wird. Dadurch wird das fixierte Element zentral in der Mitte der Anzeige abgebildet. Das Gefühl, sich in Richtung der Kurvenaußenseite zu bewegen, könnte dadurch minimiert werden. Bei der rotierten Darstellung rechts wird damit außerdem der Eindruck, zu tief zu fliegen, reduziert. Die Abbildung des nächsten Querelementes ist nun zentral und nahezu parallel zu den Bildschirmrändern.

In der unteren Zeile wurde der Blickwinkel so weit in Richtung der Kurveninnenseite rotiert, dass der Vektor der Blickrichtung orthogonal auf der Ebene des ersten Querschnittselementes steht. Dieses wird dadurch parallel und unverzerrt dargestellt. Allerdings zeigt die Blickrichtung nun relativ stark in Richtung des Kurveninneren und kann zu ähnlichen negativen Auswirkungen führen wie die Standardblickrichtung.

Durch die geeignete Wahl einer Blickwinkeldifferenz v_m lässt sich also eventuell eine visuelle Darstellung finden, die die Probleme der Sichtbegrenzung teilweise ausgleichen kann. Im ersten Fall, der Fixierung auf einen bestimmten Punkt der Soll-Trajektorie im Bahnabstand l vor der momentanen Position gelten folgende Zusammenhänge.

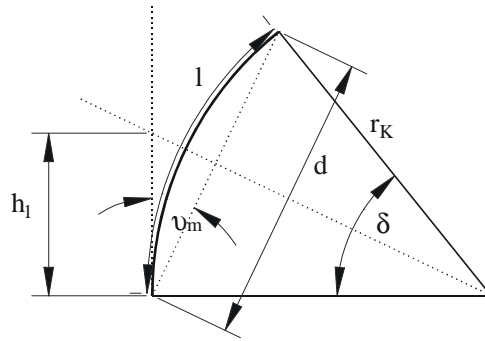


Abbildung 3.25.: Zusammenhang zwischen Blickrichtungsdifferenz v_m und Abstand l

Der Winkel δ zwischen der momentanen Position und dem fixierten Punkt lässt sich einfach bestimmen durch:

$$\frac{l}{2\pi r_K} = \frac{\delta}{2\pi} \quad (3.20)$$

$$\frac{l}{r_K} = \delta$$

Durch das Einführen der Hilfslinien d und h_1 lässt sich die Abhängigkeit der Blickrichtungsdifferenz v_m von δ ermitteln.

$$\tan\left(\frac{\delta}{2}\right) = \frac{h_1}{r_K} \quad h_1 = r_K \tan\left(\frac{\delta}{2}\right) \quad (3.21)$$

$$\cos(v_m) = \frac{d/2}{h_1} \quad h_1 = \frac{d/2}{\cos(v_m)} \quad (3.22)$$

$$\sin\left(\frac{\delta}{2}\right) = \frac{d/2}{r_K} \quad d/2 = r_K \sin\left(\frac{\delta}{2}\right) \quad (3.23)$$

Das Umformen und Einsetzen der oben genannten Gleichungen führt zu folgender Beziehung:

$$r_K \tan\left(\frac{\delta}{2}\right) = \frac{r_K \sin\left(\frac{\delta}{2}\right)}{\cos(v_m)}$$

$$\frac{\sin\left(\frac{\delta}{2}\right)}{\cos\left(\frac{\delta}{2}\right)} = \frac{\sin\left(\frac{\delta}{2}\right)}{\cos(v_m)} \quad (3.24)$$

$$v_m = \frac{\delta}{2} = \frac{l}{2r_K}$$

Für den oben beschriebenen zweiten Fall einer orthogonalen Blickrichtung auf ein Element im Abstand l ergibt sich die einfache Beziehung

$$v_m = \delta \quad (3.25)$$

Eine sinnvolle Blickrichtungsdifferenz bzw. Blickdistanz muss durch Untersuchungen mit Piloten bestimmt werden. Die Blickdistanz könnte sich beispielsweise auf die minimale

Sichtweite nach (2.1) beziehen oder im Fall einer Geometrie mit verhinderter Längsbewegung (siehe Abschnitt 3.2.6) auf ein bestimmtes Querelement.

3.5.1.3. Alternativen

Bei den oben beschriebenen Verfahren zur Adaption der Blickrichtung handelt es sich um relative Anpassungen der Blickrichtung. Dabei wird in Abhängigkeit des Soll-Kurvenradius und damit nach Gleichung (2.3) aufgrund der Soll-Gierrate eine relative Blickrichtungsdifferenz bestimmt, die unabhängig von der momentanen fixierten Blickrichtung zu dieser addiert wird. Durch die Kenntnis der Soll-Trajektorie ist es möglich, die Blickrichtung schon vor dem Einfliegen in eine Kurve zu adaptieren, was einem realistischen Blickverhalten nahe kommt.

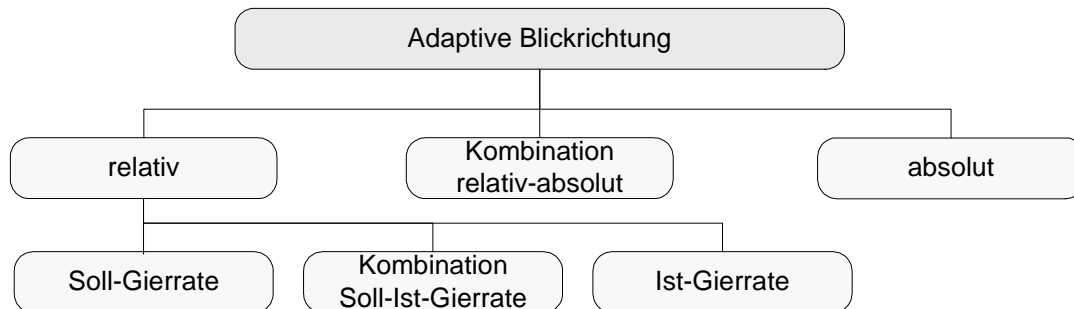


Abbildung 3.26.: Denkbare Alternativen der adaptiven Blickrichtung

Des Weiteren ist eine Adaption der Blickrichtung aufgrund der momentanen Ist-Gierrate denkbar. Dabei kann die Blickrichtung erst adaptiert werden, wenn tatsächlich eine Gierrate vorliegt. Das Verfahren ist dagegen unabhängig von einer möglichen Soll-Trajektorie und könnte generell im Zusammenhang mit SVS sinnvoll genutzt werden, um eine realistische Blickrichtung zu simulieren. So kann beispielsweise beim geländenahen Flug die Aufmerksamkeit auf die Stellen gerichtet werden, die aufgrund der Gierrate von größerer Bedeutung sind als diejenigen entlang der Flugzeuglängsachse.

Eine Blickrichtungsadaption aufgrund der Kombination von Soll- und Ist-Gierrate stellt eine weitere interessante Alternative dar. Damit können zum einen die vorausschauenden Eigenschaften durch die Nutzung der Soll-Gierrate genutzt werden, zum anderen wird hierbei jedoch auch der tatsächliche Flugzustand berücksichtigt. So heben sich Blickrichtungsadaptionen aus eventuell gegenläufigen Soll- und Ist-Gierraten auf.

Im Unterschied zur relativen Blickrichtungsdifferenz wäre auch eine absolute Fixierung der Blickrichtung denkbar. Aufgrund der aktuellen Position auf der Soll-Trajektorie wird ein zu fixierender Punkt auf dem weiteren Verlauf der Trajektorie bestimmt, den die Kamera des SVS unabhängig von der wahren Fluglage und Blickrichtung fixiert. Dies würde jedoch sehr wahrscheinlich zu starken Irritationen und einem verminderten räumlichen Situationsbewusstsein führen, da die Eigenbewegung kaum mehr eingeschätzt werden kann.

Bei der Kombination aus der relativen und absoluten Blickrichtungsadaption werden die resultierenden Blickvektoren aus beiden Ansätzen miteinander kombiniert. Dies erscheint sinnvoller als eine rein absolute Adaption, da hier auch Faktoren aus der momentanen Fluglage mit einfließen.

3.5.1.4. Visuelles Flussfeld

Wie in Abschnitt 2.1.6 ausgeführt, spielt das visuelle Flussfeld eine wichtige Rolle bei der Wahrnehmung von Eigenbewegungen. Im Falle einer fixierten Blickrichtung ist es

vergleichsweise einfach, aus den Informationen des visuellen Flussfeldes, wie zum Beispiel dem Expansionspunkt, die globale Transformation abzuleiten [WW03].

Bei einer zusätzlichen Bewegung der Blickrichtung werden dem visuellen Flussfeld jedoch weitere Bewegungskomponenten hinzugefügt, die das eigentliche Flussfeld maskieren. Das so genannte retinale Flussfeld setzt sich aus den Flussfeldkomponenten der Vorwärtsbewegung und der Blickrichtungsrotation zusammen. Der Expansionsfokus verschiebt sich und kann nicht mehr allein stehend als Indikator für die Bewegungsrichtung herangezogen werden. Bei einer translatorischen Eigenbewegung und einer glatten Bewegung der Blickrichtung entsteht ein retinales Flussfeld, das dem in Abbildung 2.6 rechts veranschaulichten visuellen Flussfeld aus einer Kombination von translatorischer und rotatorischer Eigenbewegung ähnelt. Es existieren unterschiedliche Lösungsmodelle, um die Bewegungsrichtung aus retinalen Flussfeldern während glatter Bewegung der Blickrichtung zu extrahieren [Ber05]. Die retinalen Lösungen besagen, dass die Eigenbewegung allein aus den retinalen Informationen extrahiert werden kann. Bei extra-retinalen Lösungen wird angenommen, dass das visuelle System zusätzliche Informationen wie beispielsweise Efferenzsignale an die Augenmuskeln für die Zerlegung von Flussfeldern verwendet. Die Hybrid-Hypothese stellt eine Kombination aus retinalen und extra-retinalen Lösungsmodellen dar [Ber05].

Die hier kurz umrissene Fragestellung lässt sich durchaus auf die adaptive Blickrichtung in perspektivischen Flugpfadanzeigen übertragen. Die Anpassung der Blickrichtung sollte möglichst stetig und kontinuierlich verlaufen. Bei der relativen Adaption des Blickwinkels infolge der Soll-Giertrate kommt es vor der Kurveneinleitung beispielsweise zu einer Rotation des Kamerablickwinkels in Richtung der Kurveninnenseite. Die dargestellte Szene entspricht dabei einem retinalen Flussfeld als Kombination aus Eigenbewegung und Augenbewegung; die Blickrichtung des Piloten bleibt jedoch unverändert auf die Anzeige gerichtet. Extra-retinale Informationen können also nicht genutzt werden. Dabei könnte der falsche Eindruck entstehen, das Flugzeug würde bei fixierter Blickrichtung in den Kurvenflug eintreten.

Die Adaption der Blickrichtung in einem SVS kann vom Piloten dadurch verdeutlicht wahrgenommen werden, dass das Längsachsenreferenzsymbol nun nicht mehr einen visuellen Fixpunkt in der Mitte der Anzeige darstellt, sondern sich entsprechend der Blickrichtungsdifferenz auf der Anzeige bewegt und so die Adaption visualisiert. Diese Tatsache ist aus den perspektivischen Ansichten in Abbildung 3.24 ersichtlich. Eine dedizierte Information bezüglich der Richtung der Eigenbewegung, die in der Realität nicht vorhanden ist, erhält der Pilot zusätzlich durch den FPV. Dieses Element markiert die momentane Richtung der Eigenbewegung.

Trotzdem besteht das Risiko, dass infolge der Adaption der Blickrichtung die Bewegungen des dargestellten Bildes nicht richtig aufgelöst werden können und ein falscher Bewegungseindruck entsteht. Dies könnte zu einer Verminderung der Steuertätigkeit des Piloten und so zu größeren Ablagen beitragen. Eventuelle Vor- und Nachteile der Blickrichtungsadaption gilt es in Versuchen mit Piloten zu untersuchen.

3.5.2. Gekrümmte Projektionslinien

3.5.2.1. Problemstellung

Neben den oben beschriebenen Unzulänglichkeiten beim Kurvenflug, die aus einem unrealistischen Sichtwinkel der Kamera in der synthetischen Sicht resultieren, sind die dargestellten Informationen vor allem aufgrund fehlender Symmetrieachsen und linearer Fluchtlinien schwieriger zu interpretieren als beim Geradeausflug. Während beim ablagefreien Geradeausflug alle Informationen – Längselemente, Querelemente, Abstände der Querelemente – Symmetrien aufweisen und im Falle einer zunehmenden Ablage durch das

Fehlen dieser Symmetrie starke Hinweise bezüglich des Lagefehlers geben, sind diese Hinweise beim Kurvenflug zu keiner Zeit gegeben: die Längselemente verlaufen kurvenförmig, die Querelemente weisen unterschiedliche Azimutwinkel auf. Allein aufgrund der relativen Abstände der Querelemente ist eine Ablage kaum wahrzunehmen. Auch die Information bezüglich etwaiger Bahnwinkelfehler, die beim Geradeausflug durch die zeitliche Veränderung der genannten Elemente vermittelt wird, ist beim Kurvenflug deutlich schwieriger wahrzunehmen. Weiterhin kommt es durch die Kurvengeometrie verstärkt zu Überdeckungen der Elemente was eine Identifikation der Kanten nach MARR (siehe Abschnitt 2.1.1) im Vergleich zum Geradeausflug erschwert.

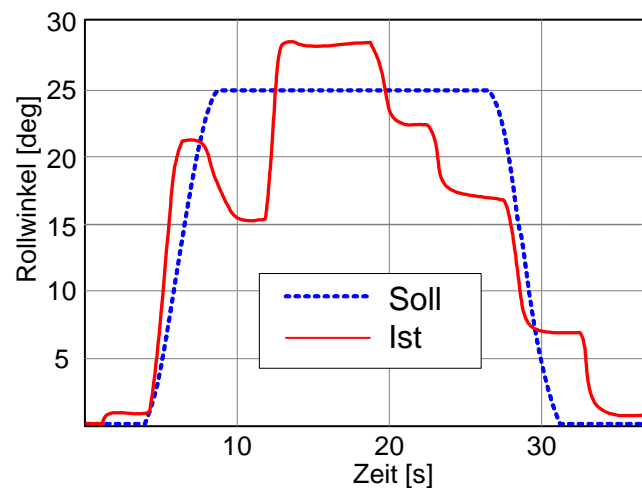


Abbildung 3.27.: Typischer Rollwinkelverlauf auf Kurvensegmenten (aus [SMB06b])

Die erwähnten Faktoren führen dazu, dass es während des Kurvenflugs, wie in Abbildung 3.27 dargestellt, zu größeren Streuungen der Ablagen, der Rollwinkel und der Bahnfehler kommt [SMB06b].

Interessant wäre es folglich, wenn eine Art der Darstellung gefunden werden könnte, bei der eine kurvenförmige Soll-Trajektorie wie eine geradlinige vermittelt werden kann, um die genannten Nachteile zu eliminieren. Als eine generelle Gefahr ist dabei jedoch zu berücksichtigen, dass das räumliche Situationsbewusstsein durch eine ungewohnte und nicht mit der Realität korrespondierende Darstellung degradiert werden könnte.

3.5.2.2. Lösungsansatz

Die Änderung der Projektion wäre eine Möglichkeit, eine kurvenförmige Soll-Trajektorie wie eine geradlinige abzubilden. Dazu müssen die Projektionsstrahlen der perspektivischen Projektion nicht wie in Abbildung 2.7 illustriert als Geraden, sondern, wie in Abbildung 3.28 und Abbildung 3.29 dargestellt, gekrümmt modelliert werden. Wenn eine dieser Projektionslinien exakt entlang der gekrümmten Trajektorie verläuft bilden sich beim ablagefreien Flug alle Punkte des Sollpfades in einem Bildpunkt ab – genau wie bei der Darstellung der Geraden.

In Abbildung 3.28 ist ein mögliches Verfahren skizziert, die gekrümmten Projektionslinien zu konstruieren. Alle grau gestrichelten Projektionslinien besitzen denselben Radius, welcher dem Kurvenradius r_K entspricht. Die Mittelpunkte dieser Projektionskreise bewegen sich alle auf einem Kreis ebenfalls mit dem Radius r_K um die Kamera, jeweils um den Ausfallwinkel des Projektionskreises rotiert. Die Projektionslinie in Richtung α gegenüber der Blickrichtung geradeaus wird dementsprechend konstruiert, indem der Mittelpunkt eines Projektionskreises mit dem Radius r_K relativ zur Kamera um die Polarkoordinaten ($r = r_K$, $\varphi = \alpha - \pi/2$) verschoben wird. Durch diese Art der gekrümmten Projektionslinien wird das Sichtfeld

3. Konzeption einer verbesserten perspektivischen Flugpfadanzeige

gewissermaßen gleichmäßig in Richtung der Kurve verschoben und entlang der Kurve verzerrt.

Bei einem Kurvenradius mit $r_K = \infty$ wird der „Sonderfall“ einer geraden Soll-Trajektorie erreicht: Die Projektionskreise werden zu Projektionsgeraden; die Abbildung entspricht damit der standardmäßigen perspektivischen Projektion nach Abbildung 2.7.

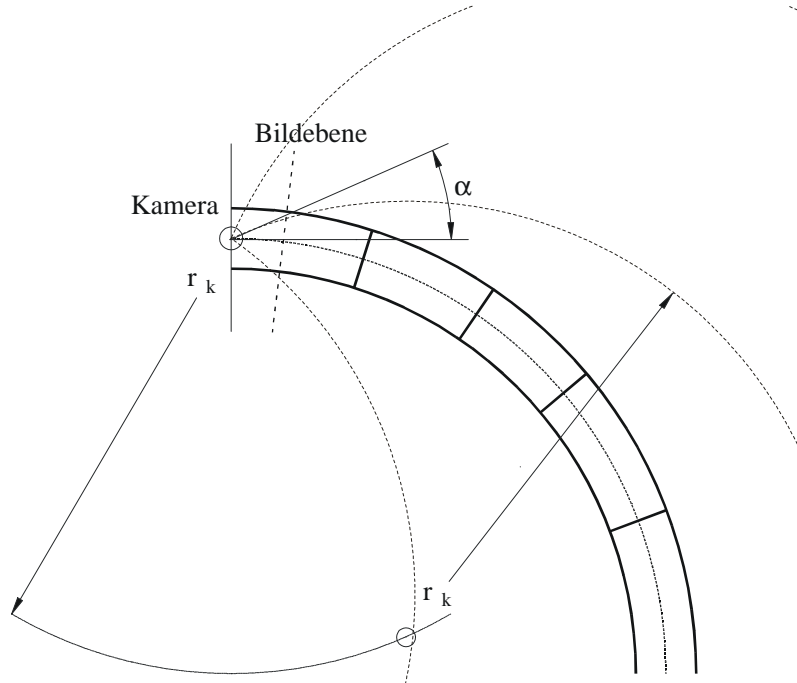


Abbildung 3.28.: Projektion entlang kreisförmiger Linien gleicher Radien

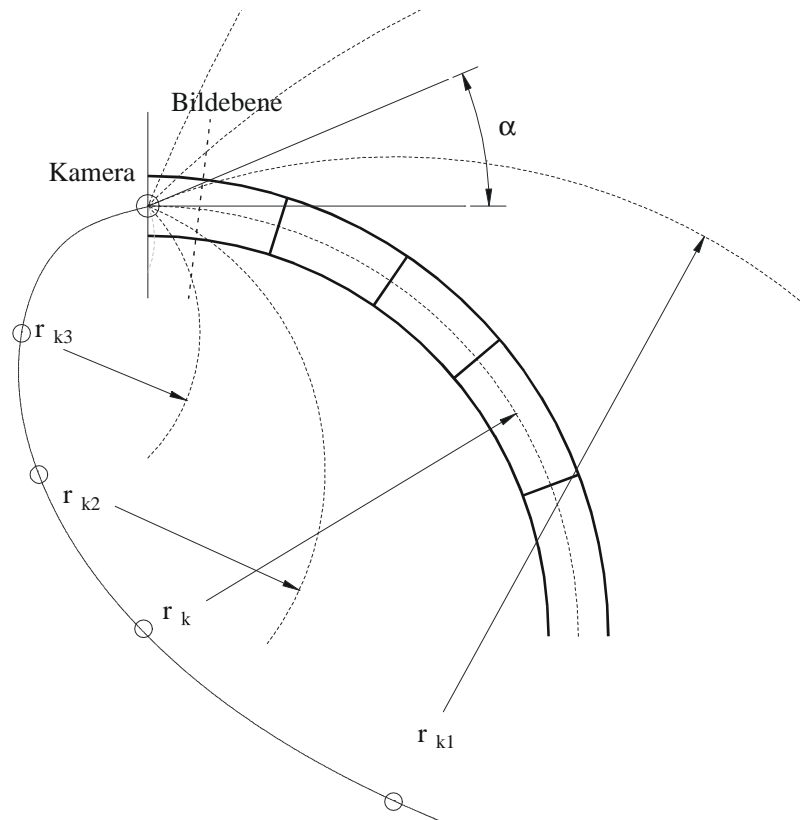


Abbildung 3.29.: Projektion entlang kreisförmiger Linien unterschiedlicher Radien

Die Bildebene wird dadurch, dass die Projektionslinien nun gekrümmt verlaufen entsprechend der Projektionslinie in Richtung 0° kreisförmig verschoben. Wie in der Darstellung zu sehen werden nun die Elemente der Kurve wie die einer Geraden auf der Bildebene abgebildet.

Eine weitere Methode wäre denkbar, um die gekrümmten Projektionslinien zu konstruieren. Bei dem in Abbildung 3.29 dargestellten Verfahren haben die Projektionskreise je nach Einfallrichtung einen anderen Radius. Relativ zum Kamerapunkt werden die Mittelpunkte der Projektionskreise durch folgende Polarkoordinaten bestimmt:

$$r_{ki} = r_k \tan\left(\frac{\pi}{4} + \frac{\alpha_i}{2}\right) \quad (3.26)$$

$$\varphi = \frac{\alpha_i}{2} - \frac{\pi}{2}. \quad (3.27)$$

Diese Art der gekrümmten Projektionslinien hat den Vorteil, dass die Abbildung graduell verzerrt wird. Während die Verzerrungen in Richtung der Kurvenaußenseite abnehmen, werden sie in Richtung der Kurveninnenseite größer. Die Soll-Trajektorie wird auch in diesem Verfahren in der Bildmitte wie bei der Darstellung der Geraden abgebildet.

3.5.2.3. Nachteile gekrümmter Projektionslinien

Problematisch ist das in diesem Abschnitt beschriebene Verfahren sicherlich dahingehend, dass sich die abgebildete Projektion, die sich auf alle Elemente der synthetischen Sicht bezieht, dem Piloten äußerst schlecht erschließt. Durch die Verzerrungen ist das Bild nicht intuitiv und korreliert nicht mit den menschlichen visuellen Erfahrungen. So wird beispielsweise ein Flusslauf, der entlang eines der Projektionskreise verläuft, als gerade abgebildet.

Weiterhin stellt sich die Frage, wie weit die Projektionslinien verfolgt werden. So kann es beim erstgenannten Verfahren vorkommen, dass ein Projektionskreis die Soll-Trajektorie mehrfach schneidet. Weiterhin schneiden sich die Projektionskreise ab einer bestimmten Sichtdistanz mit anderen Projektionskreisen, was dazu führt, dass derselbe Punkt an unterschiedlichen Stellen der Bildebene abgebildet wird. Außerdem ist die Sichtweite hier generell auf den Kurvendurchmesser $2r_k$ beschränkt. Das Verfahren scheint daher für diese Problemstellung nicht geeignet zu sein.

Beim zweiten diskutierten Verfahren schneiden sich die Projektionskreise auch untereinander, allerdings erst wie nach dem Überschreiten der -90° Sichtlinie. Hier ließen sich sinnvolle Sichtweiten in Abhängigkeit des Sichtwinkels α bestimmen.

Neben den genannten visuellen Nachteilen der gekrümmten Projektionslinien ist dieses Verfahren auch sehr komplex mit gängiger Graphikhard- und -software zu implementieren und es kann von einem hohen Rechenaufwand ausgegangen werden. Es wird daher in dieser Arbeit nicht weiter verfolgt.

3.5.3. Differenz aus nominalem und prädziziertem Flugpfad

Im Folgenden soll die Möglichkeit diskutiert werden, ob eine Relation zwischen Soll-Flugpfad und dem in Abschnitt 2.4.5 beschriebenen prädzizierten Flugpfad genutzt werden kann, um dem in Abschnitt 3.5.2.1 beschriebenen Problem beim Kurvenflug aufgrund mangelnder visueller Informationen zu begegnen. Dieses Verfahren wird in dieser Arbeit auch Differenzmethode genannt.

3.5.3.1. Konzeptbeschreibung

Angenommen ein Flugzeug folgt völlig fehlerfrei einem Soll-Flugpfad mit stationärem Flugzustand. Weiterhin sei vorausgesetzt, dass der Prädiktionsalgorithmus für diesen Fall exakte Ergebnisse liefert. Dann wäre die Differenz zwischen prädizierten und nominalen Flugpositionen und -zuständen stets gleich null und zwar unabhängig, ob das Flugzeug sich im kreisförmigen Kurvenflug, im Geradeausflug oder im Sink- oder Steigflug befindet. Erst ab dem Moment einer auftretenden Änderung des Soll-Zustandes wird es zu Differenzen zwischen der Soll-Trajektorie und der vorhergesagten Ist-Trajektorie kommen.

Der vorhergesagte Fehlervektor $\vec{f}_p(t)$ ist demnach durch die Differenz aus der Soll-Flugbahn $\vec{s}_s(t)$ und prädizierter Flugbahn $\vec{s}_p(t)$ auszudrücken:

$$\vec{f}_p(t) = \vec{s}_s(t) - \vec{s}_p(t). \quad (3.28)$$

Würden nun anstatt der Soll-Trajektorie diese Fehler ähnlich einer *Tunnel-in-the-Sky* Darstellung visualisiert werden, hätte man in stationären Konditionen eine dreidimensionale Anzeige wie beim Geradeausflug der „normalen“ perspektivischen Flugpfadanzeige. Die instationären Konditionen bei den Übergängen zwischen stationären Manövern würden ähnlich einer Kurvendarstellung in der „normalen“ Anzeige dargestellt werden. Dem Piloten würden durch die Anzeige des aktuellen und künftigen Positions- und Bahnfehlers gewissermaßen die Differenzen des Soll-Istwert Vergleiches der mittleren und äußeren Regelschleifen nach Abbildung 1.5 angezeigt. Falls in der Darstellung auch die Differenz der Lagewinkel von nominalem und prädiziertem Flugpfad berücksichtigt wird, kann auch die Soll-Istwert Differenz der inneren Regelschleife dargestellt werden.

Die folgenden Abbildungen sollen das Prinzip verdeutlichen und zwei unterschiedliche Möglichkeiten aufzeigen, die Fehlervektoren darzustellen.

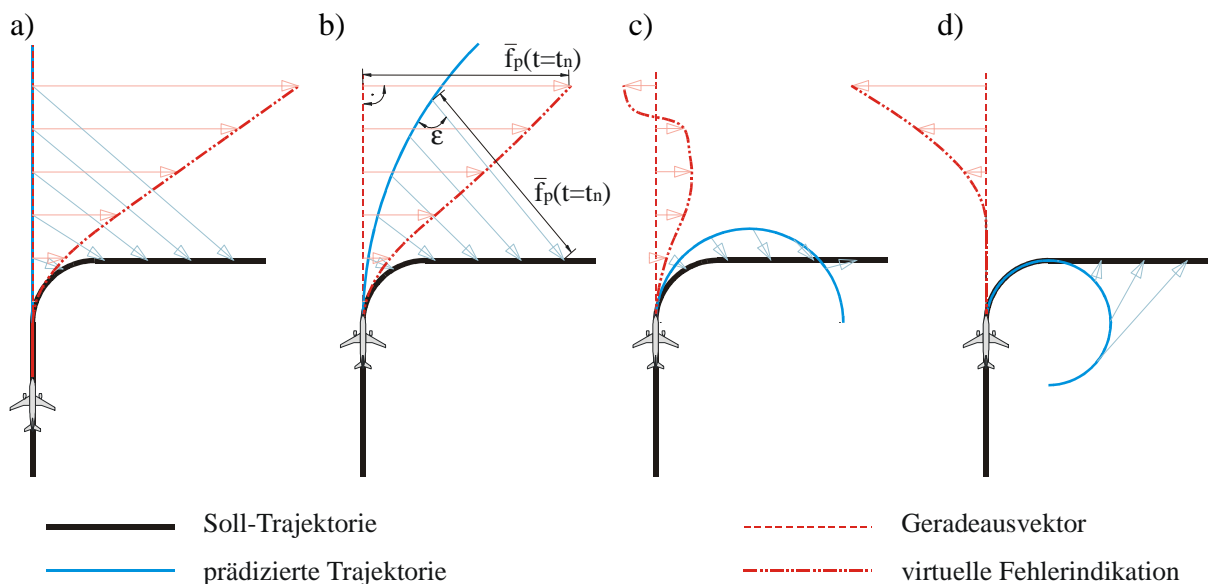


Abbildung 3.30.: Differenzmethode Variante 1

Abbildung 3.30 stellt die Situation des Übergangs zwischen einer Geraden und einer Kurve einer schwarz angezeigten Soll-Trajektorie dar. In Bild a) bewegt sich das Flugzeug exakt entlang der Soll-Trajektorie geradeaus, so dass der blau dargestellte prädizierte Flugpfad geradeaus zeigt und im Bereich der Geraden keine Differenz zur Soll-Trajektorie herrscht. Ab dem Punkt der Kurveneinleitung treten jedoch immer größere Differenzen $\vec{f}_p(t)$ zwischen

vorhergesagter und Soll-Trajektorie auf, im Bild durch die dünnen hellblauen Linien verdeutlicht. Bei der Fehlerindikation in dieser Variante werden die Fehlervektoren nun derart dargestellt, dass sie in entsprechendem Abstand rechtwinklig an die rot gestrichelt dargestellte Geradeauslinie als hellrote Linien der Länge $\bar{f}_p(t)$ angetragen werden. Die Richtung, in der sie angetragen werden – also 90° oder -90° von der Geradeauslinie aus – entspricht der Richtung des jeweiligen Fehlervektors von der prädierten Flugbahn aus gesehen. Die Endpunkte dieser Fehlervektoren ergeben die rot dargestellte Fehlerindikation, die dem Piloten dreidimensional präsentiert wird.

In Bild a) wird die Fehlerindikation erst als Gerade präsentiert. Beim Einleitpunkt der Kurve krümmt sich die Darstellung in Richtung der Kurve. Für die Bilder b), c) und d) sei angenommen, dass das Flugzeug die Kurvoneinleitung auf der Stelle durchführt, der Geradeausvektor also der Einfachheit halber weiter entlang des ersten geraden Segments weist. In Bild b) wurde die Kurvoneinleitung begonnen, wie man am gekrümmten Verlauf der prädierten Trajektorie erkennt. Die Krümmung der Linie der Fehlerindikation nimmt ab; die Linie bewegt sich auf die Geradeauslinie zu. In Bild c) ist der Einrollvorgang noch weiter fortgeschritten; die Krümmung der prädierten Trajektorie nähert sich der nominalen Krümmung der Kurve an. Der Fehler nimmt weiter ab, ändert jedoch ab dem Punkt das Vorzeichen, ab dem die prädierte Trajektorie die Soll-Trajektorie schneidet. In Bild d) hat das Flugzeug die nominale Gierrate der Kurve erreicht. Dies eliminiert den Fehler solange, bis die Soll-Trajektorie in das nächste gerade Segment übergeht. In der perspektivischen Darstellung würde das stationäre Kurvensegment nun wie eine Gerade dargestellt werden; der Übergang zur Geraden würde ähnlich einer Linkskurve dargestellt, da der Nominalpfad sich bezogen auf den prädierten Pfad nach links wegbewegt.

Das beschriebene Verfahren erscheint durch die gerade Anzeige von stationären Segmenten und die Vorschaumöglichkeit auf kommende instationäre Segmente vielversprechend, die erwähnten Probleme durch graphischen Informationsverlust in Kurven zu minimieren. Die in Abbildung 3.30 illustrierten schematischen Situationen verwenden nur eine Kreisbahnprädiktion. Die Verwendung präziserer Prädiktionsalgorithmen höherer Ordnung, wie in Abschnitt 2.4.5 beschrieben, führt zu genaueren Ergebnissen. So wird beispielsweise durch die Nutzung der Drehgeschwindigkeit des Aerotayl-Algorithmus der Kurvenübergang besser modelliert und der Fehlervektor schneller minimiert. Weiterhin wird es während des Fluges durch Steuereingaben und Korrekturen ständig zu sichtbaren, wenn auch nur kleinen Fehlern kommen, so dass eine exakt gerade Darstellung nur selten erreicht werden wird. Weiterhin muss berücksichtigt werden, dass es sich bei der Darstellung nur um eine qualitative Anzeige handelt. Durch das rechtwinklige Auftragen der Fehler ändert sich beispielsweise die absolute Länge der dargestellten Bahn. Außerdem können die Fehler nur in Richtung $+90^\circ$ oder -90° angetragen werden, was, wie in Bild c) verdeutlicht, zu Problemen beim Schneiden des prädierten Flugpfades mit dem nominalen Flugpfad führt: während der absolute Fehler sich kontinuierlich entwickelt, springt die Richtung schlagartig von $+90^\circ$ zu -90° . Es muss allerdings an dieser Stelle angemerkt werden, dass die dargestellten Prädiktionszeiten unrealistisch lang sind. In Untersuchungen werden Prädiktionszeiten von maximal 10 s vorgeschlagen [Pur99] [Gru84].

Eine weitere Möglichkeit, den Fehlervektor an den Geradeausvektor anzutragen ist in Abbildung 3.31 dargestellt. Anstatt wie in Variante 1 rechtwinklig, werden nun die Fehlervektoren im tatsächlichen Winkel ε_i zwischen prädiertem Trajektorie und Geradeausvektor angetragen. Die prädierte Trajektorie wird gewissermaßen „gerade gezogen“ während die Winkel der Fehlervektoren festgehalten werden.

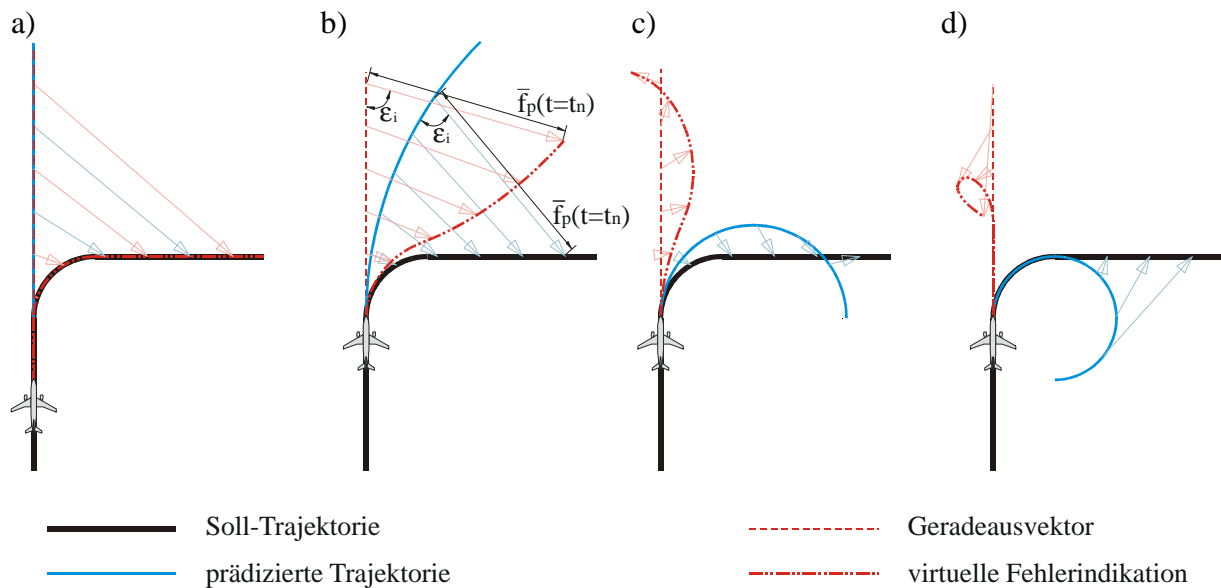


Abbildung 3.31.: Differenzmethode Variante 2

Die Bilder a), b) und c) zeigen einige Vorteile dieser Variante, wie beispielsweise eine realistischere Abbildung der Länge der Flugbahn. In Bild a) fällt die Anzeige des virtuellen Fehlers mit der Soll-Trajektorie zusammen. Die Überschneidung von Soll-Trajektorie und vorhergesagtem Flugpfad in Bild c) wird mit dieser Variante ebenfalls besser abgebildet; der Übergang verläuft durch die kontinuierlichen Winkeländerungen ebenfalls kontinuierlich. Problematisch stellt sich die Situation in Bild d) dar. Durch die starken Winkeländerungen zwischen vorhergesagter Trajektorie und den Fehlervektoren kommt es zu einer starken Krümmung der virtuellen Fehleranzeige. Hierzu muss jedoch ebenfalls angemerkt werden, dass die hier dargestellte Prädiktionszeit bei einem prädizierten Kurvenflug von etwa 270° unrealistisch lang ist. Außerdem würde sich die Krümmung während des Ausleitvorganges schnell abbauen.

In der Realisierungsphase sollen beide genannten Varianten implementiert werden.

3.5.3.2. Steuerstrategie

Die Steuerstrategie lautet in beiden Fällen primär, die momentane horizontale und vertikale Ablage zu minimieren, wozu das nächste Querelement als Referenz besonders geeignet ist, und sekundär, den Bahnwinkelfehler zu minimieren, also eine möglichst gerade Darstellung der künftigen Querelemente bezogen auf den Geradeausvektor zu erhalten. Sich nähernde Übergänge zwischen stationären Soll-Zuständen müssen als solche erkannt werden, wobei die sekundäre Steuerstrategie, also das Erreichen einer möglichst geraden Darstellung, bis zum Erreichen des Überganges vernachlässigt werden muss, um ein zu frühes Einleiten des Überganges zu Vermeiden.

3.5.3.3. Geradeausvektor

In der Beschreibung des Verfahrens wurde bislang nur von einem Geradeausvektor gesprochen, an den die Fehlervektoren $\vec{f}_p(t)$ zur Visualisierung angetragen werden. Dafür bieten sich die Längsachsen im flugzeugfesten oder im Bahnachsensystem an. In ersterem Fall wird für die sekundäre Steuerstrategie – also der Beurteilung, ob die dargestellten Elemente gerade sind – das Längsachsenreferenzsymbol verwendet. Wenn sich dieses zentral in der Mitte aller kommenden Querelemente befindet ist die momentane und künftige Position ablagefrei. Falls die Längsachse des Bahnachsensystems als Geradeausvektor benutzt wird, findet der *Flight Path Vector* Verwendung als Referenzsymbol.

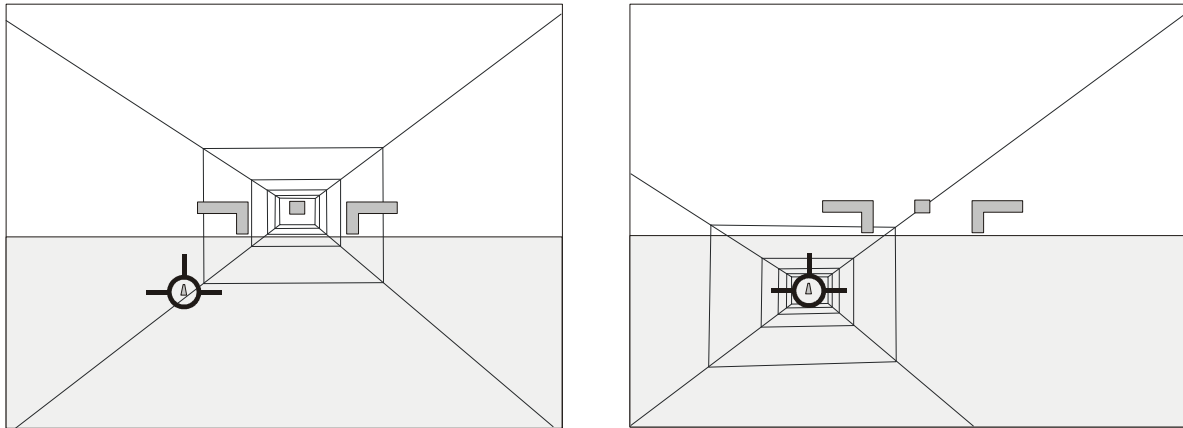


Abbildung 3.32.: Flugzeugfeste Längsachse (links) oder Bahnlängsachse (rechts) als Geradeausachse der virtuellen Fehlerindikation

Bei der Verwendung des beschriebenen Verfahrens in einem SVS erscheint es sinnvoll, den FPV als Geradeausvektor zu benutzen. Da der FPV beim fehlerfreien Flug entlang einer Geraden der Soll-Trajektorie entspricht ist die Darstellung des FPV als Geradeausachse intuitiver. Abbildung 3.32 zeigt den konstanten Sinkflug auf eine im SVS dargestellte Landebahn bei einem Anstellwinkel und Schiebewinkel ungleich null. Der FPV zeigt genau auf die Landebahnschwelle, der momentane und künftige Flug ist ablagefrei, wodurch die Fehlerindikation als Gerade angezeigt wird. Auf der rechten Abbildung wird der FPV als Geradeausachse verwendet. Dies entspricht der „normalen“ perspektivischen Flugpfaddarstellung in diesem Fall; der Blick und die Konzentration fokussieren sich auf den unteren linken Bereich. Im links dargestellten Fall der flugzeugfesten Längsachse als Geradeausachse der Fehlerindikation kommt es zu einer nicht intuitiven Anzeige; der Blick und die Konzentration wechseln zwischen dem FPV und der Fehlerindikation.

3.5.3.4. Vergleich mit der traditionellen Prädiktoranzeige

Bei dem hier diskutierten Konzept der Darstellung der Differenz aus nominalem und präzidiertem Flugpfad handelt es sich in erster Linie um eine kombinierte Flugbahn-Prädiktor Anzeige, wie es die in den Abschnitten 2.4.2 und 2.4.5 vorgestellten Konzepte von GRUNWALD und PURPUS auch sind. Deshalb gelten einige grundlegende Eigenschaften für alle diese Konzepte; durch die fundamental andere Darstellung ergeben sich jedoch auch klare Unterschiede.

Durch die Darstellung von zukünftiger Position und Fluglage sowie einer passenden Soll-Referenz wird die Steueraufgabe des Piloten dramatisch vereinfacht: das Minimieren des zukünftigen Fehlers führt automatisch zu einem akkuraten Abfliegen der Soll-Trajektorie [Mul99].

GRUNWALD addiert zu den Standardanzeigen – *Tunnel-in-the-Sky* und FPV – einen einzelnen Referenzquerschnitt T und ein korrelierendes 2D-Prädiktorsymbol P, die zur Überdeckung gebracht werden müssen (siehe Abbildung 2.15 a). PURPUS' Prädiktorkonzept, das nicht ausschließlich zur Nutzung mit einer perspektivischen Anzeige der Soll-Trajektorie entwickelt wurde, stellt die vorhergesagte Position und Fluglage durch die Anzeige mehrerer 3D-Elemente kontinuierlich dar (siehe Abbildung 2.21), enthält jedoch keinerlei Referenzsymbolie für die Soll-Trajektorie. Das erschwert vor allem in engen Kurven die visuelle Korrelation des Prädiktors und der Soll-Trajektorie. Die Steuerstrategie, Prädiktor und perspektivische Flugbahn bzw. Referenzelement in Überdeckung zu bringen, ist während der Prädiktionszeit T_p vor einer Transition zwischen stationären Manövern nicht anwendbar und kann zu Irritationen wie dem in Abschnitt 2.4.2 erwähnten Kurvenschneiden führen.

Weiterhin können sich wichtige Informationen in Kurven mit engem Radius aus dem Sichtbereich hinaus bewegen.

Bei dem hier dargestellten Konzept zur Kombination von Flugbahn und Prädiktor werden keine neuen Elemente zur Anzeige hinzugefügt; die dargestellten dreidimensionalen Elemente repräsentieren nicht mehr die Soll-Trajektorie, sondern die momentanen und künftigen Fehler. Das Annähern an ein instationäres Manöver wird im Allgemeinen angezeigt wie das Annähern an eine Kurve bei der Standarddarstellung ohne zusätzliche Elemente, so dass das Problem des Kurvenschneidens weniger wahrscheinlich erscheint. Durch die Nutzung des FPV als Geradeausvektor erhält dieser eine noch zentralere Bedeutung. Das einzelne Symbol des FPV dient zusätzlich als Referenz für alle Querelemente der perspektivischen Darstellung gleichzeitig. Der FPV ist damit auch in Kurven ein wichtiges Instrument. Durch das Antragen der Fehlervektoren an den FPV wird weiterhin dem Verschwinden relevanter Informationen aus dem Sichtbereich entgegengewirkt.

Nachteilig an dem hier diskutierten Konzept wirkt sich sicherlich die deutlich weniger intuitive Darstellung aus. Während die anderen Konzepte zur Flugbahn-Prädiktor Kombination weitestgehend selbsterklärend sind und ein hohes Maß an Situationsbewusstsein vermitteln, bedarf das Konzept der perspektivischen Fehlerindikation mehr Schulung und Eingewöhnung. Auch die in [Pur99] beschriebene Dynamik der Anzeige infolge der Prädiktionsalgorithmen höherer Ordnung wird sich wahrscheinlich nachteilig auswirken, insbesondere auf die Verteilung der Aufmerksamkeit. Außerdem reduziert sich die sinnvolle Darstellungsdistanz durch das Anzeigen prädizierter Informationen wie erwähnt auf maximal etwa 10 s.

Das Konzept soll im Rahmen dieser Arbeit realisiert und in Simulatoruntersuchungen validiert werden.

3.5.4. Änderung der Geometrie

Für die Berechnung einer realistischen Soll-Trajektorie müssen neben flugzeugspezifischen Parametern auch Randbedingungen berücksichtigt werden, die beim manuellen Flug abhängig von den individuellen Eingaben des jeweiligen Piloten sind und infolgedessen abgeschätzt werden müssen. Gerade bei der Transition zwischen Gerade und Kurvenflug bzw. beim Kurvenflug selbst, bestimmen der Einleitzeitpunkt, die Rollgeschwindigkeit und der maximale Rollwinkel maßgeblich die Geometrie der vorgerechneten Soll-Flugbahn in Kurvensegmenten. Geringe Variationen dieser Parameter bewirken bei den üblichen Fluggeschwindigkeiten und Flugpfadgeometrien leicht Abweichungen in der Größenordnung einer halben oder ganzen Querschnittsbreite des perspektivischen Flugpfades. Bei den heute üblichen Standardanflugmanövern stellt die Kurve meist nur einen Übergang zwischen zwei definierten Geradensegmenten dar und kann im Gegensatz zu gekurvten Endanflügen oder definierten Kurven in RNAV-Verfahren in ihrer Flugausführung in gewissen Grenzen frei abgeflogen werden [ICAO93].

Bei den Standardimplementierungen von perspektivischen Flugpfadanzeigen werden die Darstellungen wie erwähnt nicht nach Anwendungsfällen unterschieden. Der Querschnitt hat im Bereich der Kurveneinleitung und der Kurve selbst die gleiche Dimension wie auf der Geraden. Die Entscheidungsfreiheit des Piloten ist dadurch stark eingeschränkt; wählt er andere Parameter bei der Kurveneinleitung als die der Berechnung zugrunde gelegten, kann dies zu negativen Auswirkungen auf den gesamten Kurvenverlauf führen, die sich in verstärkten Steuereingaben, einer größeren Varianz der Rollgeschwindigkeiten und hohen Rollwinkeln niederschlagen [SMB06b], obwohl ein leicht variiertes Kurvenflug ebenfalls hätte geflogen werden können.

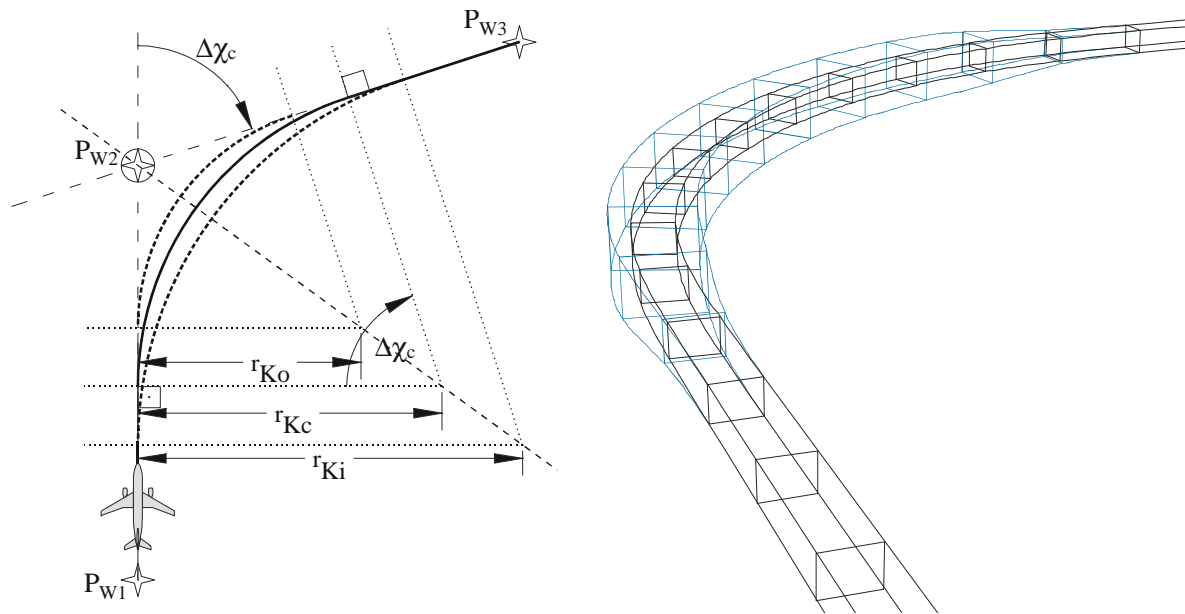


Abbildung 3.33.: Änderung der Geometrie in der Kurve: Variation der Berechnungsparameter (links), Skalierung des Querschnitts (rechts)

Dem Piloten mehr Entscheidungsfreiheit beim Kurvenflug zu überlassen und ihn trotzdem mit den nötigen Führungsinformationen zu versorgen könnte über eine variierte Darstellung im Kurvenbereich erreicht werden. Während normalerweise nur eine Soll-Trajektorie berechnet wird und der innere und äußere Rand des Flugpfades in festem Abstand dazu gezeichnet werden, ist es denkbar, mehrere Kurven-Trajektorien mit unterschiedlichen sinnvollen Parametern zu berechnen. Der dargestellte Flugpfad wird dann, wie in Abbildung 3.33 links durch die dicken gestrichelten Linien illustriert, außen durch die Berechnung mit der größten Rollgeschwindigkeit und dem kleinsten Kurvenradius und innen durch die Berechnung mit der kleinsten Rollgeschwindigkeit und dem größten Kurvenradius begrenzt. Dies führt zu unterschiedlichen Einleitpunkten, die als solches gemäß den Ausführungen in Abschnitt 3.4.2 visualisiert werden sollten. Die Mittellinie markiert dann den Verlauf der „optimalen“ Soll-Trajektorie. Der Pilot kann nun innerhalb eines größeren Bewegungsspielraumes seine individuellen Steuerparameter anwenden. Dabei ist zu beachten, dass eine zu große Variation der Parameter zu einem sehr breiten und damit unübersichtlichen Profil führen kann.

Eine Alternative stellt die in Abbildung 3.33 rechts dargestellte Skalierung des Flugpfadquerschnitts im Kurvenbereich dar. Bei diesem Verfahren bleiben die Berechnungsparameter zwar unverändert, dem Piloten werden dadurch jedoch beim Kurvenflug größere Toleranzen zugestanden, was zu weniger aggressiven Steuereingaben führen könnte.

Beide Verfahren haben gemeinsam, dass sie dem Piloten mehr Toleranzen einräumen, daraus jedoch eine geringere Navigationsgenauigkeit resultieren wird.

3.6. Non-planare Projektion

3.6.1. Problemstellung

An unterschiedlichen Stellen dieser Arbeit werden die Eigenschaften der planaren perspektivischen Projektion und ihre Auswirkungen auf die perspektivische Flugpfadanzeige erwähnt. In Abschnitt 2.2 werden die Grundlagen der planaren Projektion sowie die Abhängigkeiten von Sichtwinkel, minimaler Sichtweite von Objekten und Abbildungsgröße diskutiert. Gerade die negativen Folgen der begrenzten minimalen Objektsichtweite werden

an mehreren Stellen unterstrichen. So verlassen Querschnittselemente eine gewisse Zeit vor dem tatsächlichen Erreichen den Sichtbereich, was, wie in Abschnitt 3.4.2 beschrieben, zu Ungenauigkeiten bei der zeitlichen Abstimmung von Steuereingaben führen kann. Auch im Kurvenflug entstehen durch die Begrenzung der minimalen Sichtweite visuelle Unzulänglichkeiten, die fehlerhafte Steuereingaben bedingen können (siehe Abschnitt 3.5.1). Theoretisch wäre ein Sichtwinkel von 180° wünschenswert, damit der Zeitpunkt, zu dem ein Querelement die Anzeige verlässt, mit dem tatsächlichen Zeitpunkt des Durchfliegens dieses Elements übereinstimmt. Große Sichtwinkel reduzieren zwar die minimale Sichtweite, erzeugen jedoch zunehmende Verzerrungen im Zentral- und Randbereich der Abbildung (siehe Abschnitt 2.2.2). Diese Verzerrung soll im Folgenden quantifiziert werden.

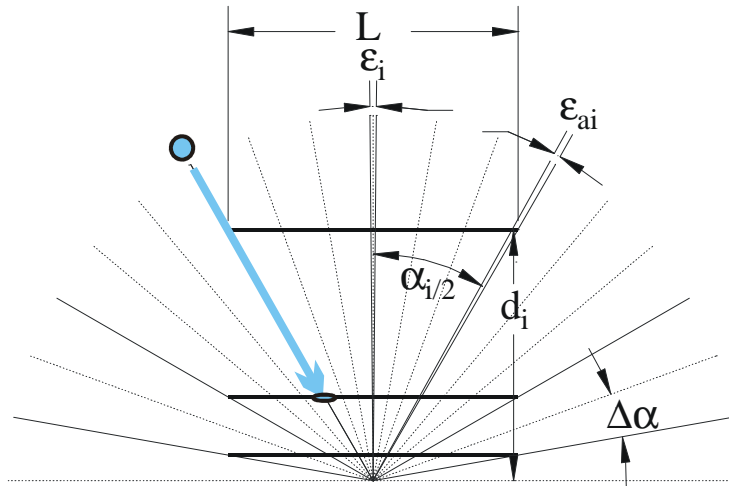


Abbildung 3.34.: Verzerrungen bei der planaren Projektion

Abbildung 3.34 stellt die Sichtlinien vom Kamerapunkt aus in einer Winkeldifferenz von $\Delta\alpha = 10^\circ$ im Bereich von -90° bis 90° dar. Die dicken schwarzen Linien markieren die Bildebenen der planaren Projektion bei Sichtwinkeln von $\alpha_i = 60^\circ$, 120° bzw. 160° . Die Bildebenen haben die gleichen Längen L und liegen in einem Abstand d_i vom Kamerapunkt entfernt. Damit wird der Bereich des Sichtwinkels von $\varepsilon_i = 1^\circ$ um die Blickrichtung herum auf eine Länge l_{ii} auf der Bildebene nach folgender Gleichung abgebildet:

$$l_{ii} = 2d_i * \tan\left(\frac{\varepsilon_i}{2}\right) \quad (3.29)$$

mit

$$d_i = \frac{L}{2 \tan\left(\frac{\alpha_i}{2}\right)} \quad (3.30)$$

Der Bereich des Sichtwinkels von $\varepsilon_{ai} = 1^\circ$ am äußersten Rand der jeweiligen Bildebene wird nach folgender Beziehung auf eine Länge l_{ai} projiziert:

$$l_{ai} = d_i * \left(\tan\left(\frac{\alpha_i}{2}\right) - \tan\left(\frac{\alpha_i}{2} - \varepsilon_{ai}\right) \right) \quad (3.31)$$

Durch Einsetzen und den Bezug auf die Durchschnittslänge $\frac{L}{\alpha_i} \varepsilon_i$ pro Winkel ε_i ergeben sich folgende normierte Längen im Innen- und Außenbereich:

$$l_{ii,n} = L \frac{\tan(\varepsilon_i/2)}{\tan(\alpha_i/2)} * \frac{\alpha_i/\varepsilon_i}{L} = \frac{\tan(\varepsilon_i/2)}{\tan(\alpha_i/2)} * \alpha_i/\varepsilon_i \quad (3.32)$$

$$l_{ai,n} = \frac{\alpha_i}{2\varepsilon_i} * \left(1 - \frac{\tan(\alpha_i/2 - \varepsilon_{ai})}{\tan(\alpha_i/2)}\right). \quad (3.33)$$

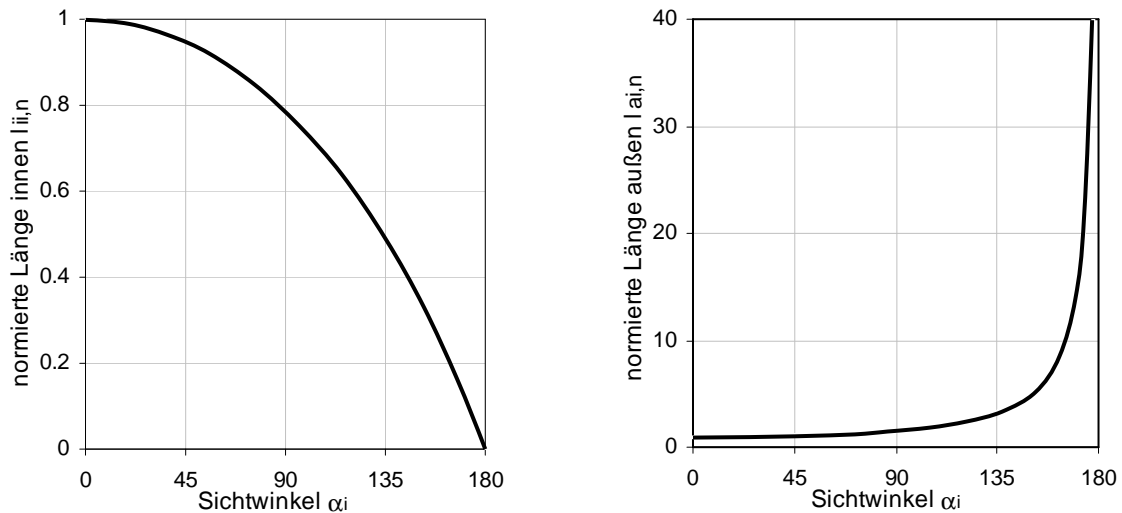


Abbildung 3.35.: Entwicklung der normierten Längen im Innen- (links) und Außenbereich (rechts) der planaren Projektion in Abhängigkeit des Sichtwinkels.

Die Diagramme in Abbildung 3.35 zeigen die Entwicklung der normierten Längen im Innen- und Außenbereich der Bildebene in Abhängigkeit des Sichtwinkels. Die Innenlänge nimmt dabei ähnlich einer quadratischen Funktion ab; die Außenlänge wächst ähnlich einer exponentiellen Funktion ab einem Sichtwinkel von ungefähr 90° stark an. So hat bei einem Sichtwinkel von 60° die projizierte Innenlänge nur noch eine Länge von etwa 91% gegenüber der unverzerrten Innenlänge, die projizierte Außenlänge beträgt etwa 120% der unverzerrten Außenlänge. Bei einem Sichtwinkel von 160° verstärken sich diese Tendenzen zu ungefähr 25% innen und etwa 743% außen. Diese Verzerrungen sind auch in Abbildung 3.34 bei der 160°-Bildebene deutlich zu erkennen: die gleiche Winkeldifferenz bildet sich am Rand auf eine viel größere Länge ab als im Innenbereich. Ein Sichtwinkel von 180° ist bei der planaren Projektion unmöglich.

3.6.2. Lösungsansatz

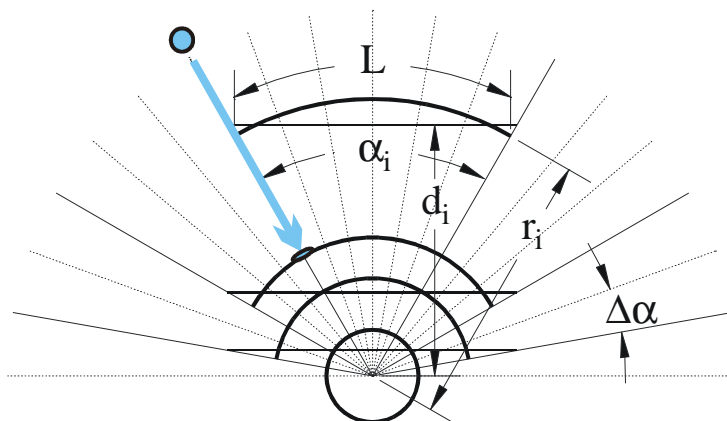


Abbildung 3.36.: Sphärische Projektion

Einen Ansatz, die beschriebenen Probleme der großen Sichtwinkel bei der planaren Projektion zu lösen, stellt die Nutzung einer non-planaren Bildebene dar. Abbildung 3.36 stellt als Beispiel für eine non-planare Projektion die Draufsicht derselben Situation wie in Abbildung 3.34 dar, mit dem Unterschied, dass nun auf eine sphärische Bildebene projiziert wird, deren Länge ebenfalls L ist. Die planaren Bildflächen mit entsprechendem Sichtwinkel sind zur Übersicht ebenfalls dargestellt. Aus der Abbildung wird ersichtlich, dass Längen auf der Bildfläche selbst bei großen Sichtwinkeln nicht verzerrt werden. Die normierten Längen $l_{ii,n}$ und $l_{ai,n}$ sind bei der sphärischen Projektion konstant 1 (vgl. Abbildung 3.35). Außerdem wird deutlich, dass Sichtwinkel von 180° oder mehr mit der sphärischen Projektion abbildbar sind. Der innere Kreis skizziert beispielsweise einen Sichtwinkel von 360° .



Abbildung 3.37.: ELUMENS VisionStation ©

Bei den Bildebenen der sphärischen Projektion handelt es sich um Kugelsegmente. Die beste Möglichkeit, das resultierende Bild dem Piloten zu präsentieren, wäre die Darstellung auf einem entsprechend gekrümmten, non-planaren Bildschirm, bei der Sichtwinkel und Darstellungswinkel übereinstimmen. Ein solches System ist in Abbildung 3.37 dargestellt: Der Kugelausschnitt vor dem Betrachter hat einen Sichtwinkel von 160° ; das Bild wird durch einen vor der Projektionsfläche befestigten Projektor auf das Kugelsegment projiziert. Dadurch entsteht ein äußerst realistisches Bild der dargestellten Szene.

Für die Anzeige im Cockpit stehen solche Systeme auf absehbare Zeit nicht zur Verfügung. Deshalb muss die non-planare Bildfläche auf das rechtwinklige Format eines Standardbildschirms gebracht werden, wozu eine weitere Projektion notwendig ist. Dazu gibt es unterschiedliche Methoden. Die in Abbildung 3.38 links dargestellte Methode, das

Kreissegment auf einem rechtwinkligen Bildschirm darzustellen, ist in der Geodäsie als orthographische azimutale Projektion bekannt. Dieses Verfahren führt zu starken Stauchungen im Randbereich und verhindert außerdem eine Darstellung von mehr als 180° . Dafür sind die Stauchungen um Zentralbereich kleiner.

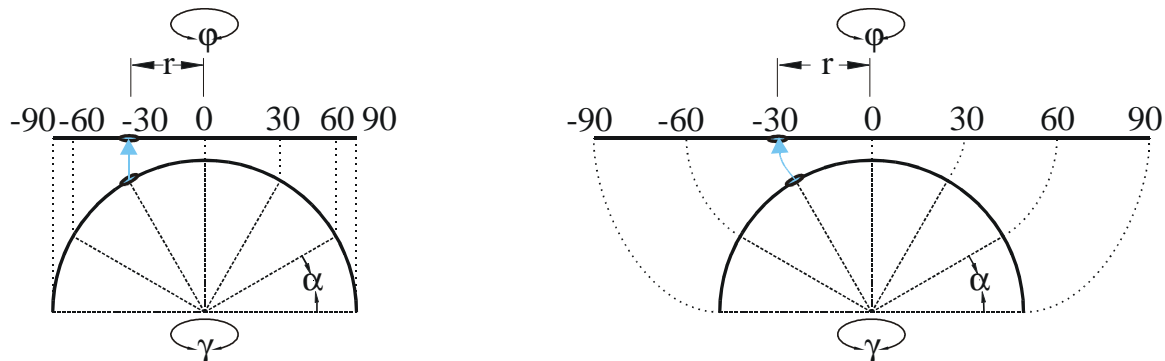


Abbildung 3.38.: Planare Darstellung des Kugelsegmentes: orthographische azimutale Projektion (links), äquidistante azimutale Projektion (rechts) (nach [Bou01])

Die in der Abbildung rechts dargestellte Methode wird in der graphischen Datenverarbeitung häufig zur planaren Darstellung von Panoramabildern angewendet. Dabei wird das Kreissegment gewissermaßen „abgerollt“, was dazu führt, dass die Längen der Linien, die die 0° Sichtlinie schneiden, längentreu abgebildet werden. In der Geodäsie findet diese so genannte äquidistante oder mittabstandstreue azimutale Projektion, bei der Sichtwinkel von 360° und theoretisch sogar mehr möglich sind, wenig Anwendung [KW07]; in der Fotografie wird eine ähnliche Projektion durch so genannte *Fisheye*-Objektive erreicht.

Ein Punkt $P(\alpha, \gamma)$ im flugzeugfesten polaren Kugelkoordinatensystem mit dem Radius $r = 1$ wird bei der äquidistanten azimutalen Projektion entsprechend den folgenden Gleichungen in Polarkoordinaten $P'(r, \varphi)$ auf einer Fläche abgebildet [Sos99]:

$$r = \frac{\pi}{2} - \alpha \quad (3.34)$$

$$\varphi = \gamma. \quad (3.35)$$

Die Projektion der kugelförmigen Bildfläche auf die planare Bildschirmfläche erfolgt bei der orthographischen azimutalen Projektion gemäß folgenden Vorschriften [Sos99]:

$$r = \cos(\alpha) \quad (3.36)$$

$$\varphi = \gamma. \quad (3.37)$$

Die Diagramme in Abbildung 3.39 zeigen für die beiden vorgestellten non-planaren Projektionsarten die Entwicklung der normierten Längen im Innen- und Außenbereich der Bildebene in Abhängigkeit des Sichtwinkels. Im Unterschied zu den Diagrammen der planaren Projektion in Abbildung 3.35 wird deutlich, dass die Längen innen nun nicht mehr gestaucht werden. Bei der äquidistant-azimutalen Projektion bleibt das normierte Verhältnis zwischen wahrer Länge und abgebildeter Länge erwartungsgemäß innen und außen stets 1. Bei der orthographisch-azimutalen Projektion nimmt der Zentralbereich der Anzeige anteilmäßig immer mehr Raum ein; bei einem Sichtwinkel von 180° wird er gewissermaßen $\sim 1,6$ -fach vergrößert. Im Außenbereich nimmt die relative Abbildungslänge ab bis sie bei 180° den Wert null erreicht.

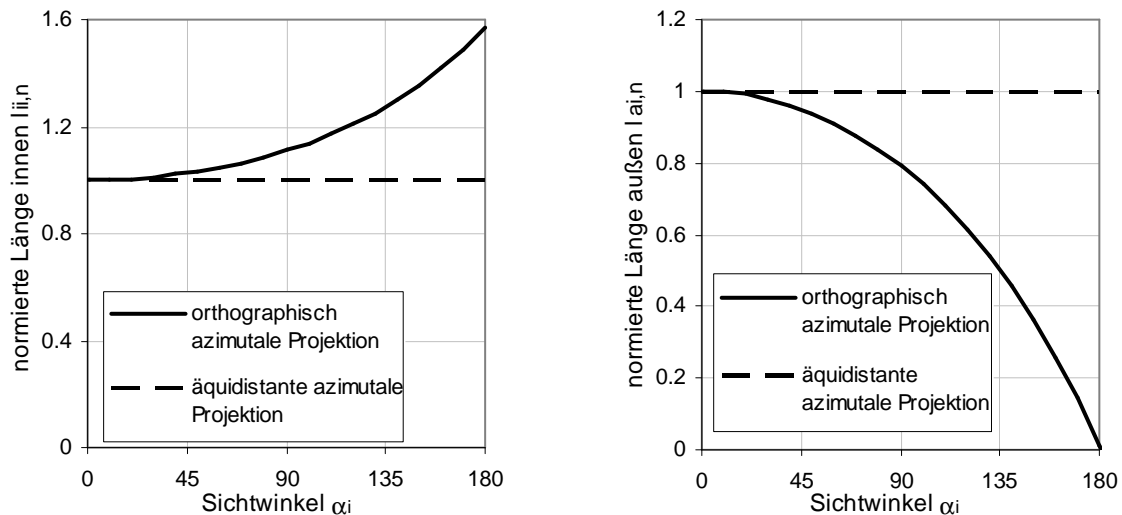


Abbildung 3.39.: Entwicklung der normierten Längen im Innen- (links) und Außenbereich (rechts) non-planarer Projektionen in Abhängigkeit des Sichtwinkels.

Abbildung 3.40 zeigt ein Beispiel für die sphärische *Fisheye*-Projektion mit einem Sichtwinkel von 180° . Während die Längen kaum verzerrt sind, kommt es in den Randbereichen zu immer größeren Winkelverzerrungen. Eine zur Sichtrichtung orthogonale Linie unterhalb der Kamera wird als Kreissegment abgebildet. Bei der perspektivischen Flugpfaddarstellung würde ein Querelement, dem man sich annähert, ausgehend von einer fast rechtwinkligen Darstellung mit zunehmend gekrümmten Linien abgebildet werden. Beim Durchfliegen des Elements würde es bei einem Sichtwinkel von 180° als Kreis zu sehen sein. Das Element würde den Sichtbereich damit genau in dem Moment verlassen, in dem sich das Flugzeug durch das Element hindurch bewegt. Die Anzeige kann damit auch Elemente darstellen, die sich senkrecht zur Sichtlinie befinden. Die starken Winkelverzerrungen in den Randbereich dieser Projektionsart bedürfen sicherlich einer intensiven Eingewöhnung, um bei Piloten Akzeptanz zu finden.

Die non-planare Projektion kann für synthetische Sichtsysteme im Allgemeinen sinnvoll eingesetzt werden, unabhängig davon, ob eine Flugpfadanzeige existiert oder nicht. So stellt der große Sichtbereich dieses Verfahrens gerade beim Fliegen in anspruchsvollem Gelände wie Bergtälern ein zusätzliches Maß an Übersicht dar.

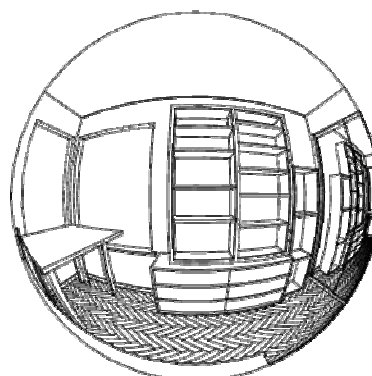


Abbildung 3.40.: Beispiel einer *Fisheye*-Projektion mit einem Sichtwinkel von 180° (aus [LW06])

Das hier vorgestellte Verfahren zur Darstellung von Fluginformationen in perspektivischen Flugführungsanzeigen mittels non-planarer Projektion ist mittlerweile vom Autor beziehungsweise der TU Darmstadt zum Patent angemeldet worden [Sin07].

4. Realisierung der vorgestellten Konzepte

Im folgenden Kapitel wird die Realisierung der in Kapitel 3 beschriebenen Konzepte für eine verbesserte perspektivische Flugpfadanzeige erläutert. Die einzelnen Entwürfe und separat beschriebenen Konzepte wurden zur Umsetzung in einer Programmbibliothek mit modularem Aufbau zusammengefasst. Diese Programmbibliothek wurde in die bestehende Flugführungssoftware des Institutes für Flugsysteme und Regelungstechnik (FSR) der TU Darmstadt integriert.

4.1. Gesamtarchitektur

Am Institut für Flugsysteme und Regelungstechnik wurde ein mächtiges, objekt-orientiertes Softwarepaket zur Anzeige von Flugführungsinformationen entwickelt, welches ständig erweitert wird. Mit diesem Paket ist es im Wesentlichen, je nach Konfiguration möglich, die Anzeige des ND oder des PFD zu generieren. Dabei kann zwischen einer zweidimensionalen Anzeige, die heutigen Airbus-Systemen entspricht, oder einem dreidimensionalen synthetischen Sichtsystem gewählt werden. In diesem SVS können über Importklassen beispielsweise unterschiedliche Geländemodelle, verschiedene Flughafendatenformate oder Hindernisinformationen eingelesen und angezeigt werden. Die Ergebnisse diverser Forschungsarbeiten auf Gebieten wie Geländevisualisierung, Rollführung, Flugführung, Anzeige von Fremdverkehr und anderen wurden in das SVS integriert und machen es zu einem umfangreichen Werkzeug.

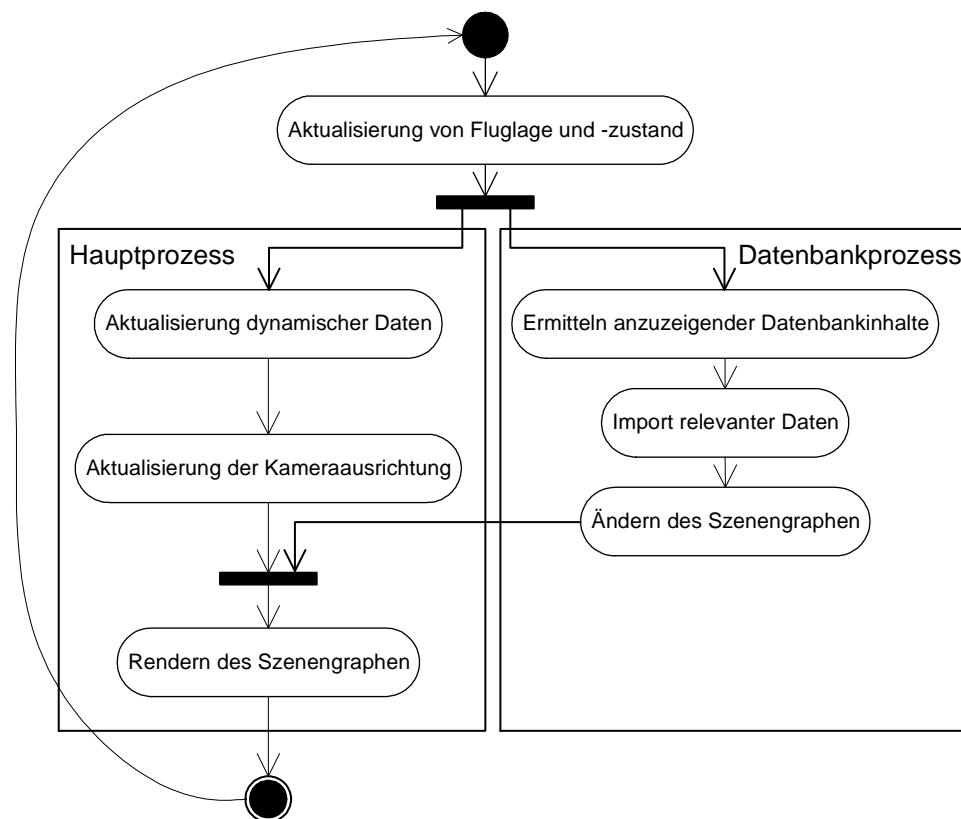


Abbildung 4.1.: Aktivitätsdiagramm zur vereinfachten Darstellung der Hauptprozesse des FSR-SVS

Die in der Programmiersprache C++ entwickelte Displaysoftware nutzt die Graphikbibliothek *OpenInventor* (OIV) [Wer94a] zur Anzeige dreidimensionaler Informationen. Diese objekt-orientierte und plattformunabhängige Bibliothek bietet neben der Organisation von

4. Realisierung der vorgestellten Konzepte

Geometriedaten auch Module zur Interaktion, zur Datenspeicherung und der performanten 3D-Anzeige dieser Daten, dem *Rendering*, an. Das Anzeigemodul ist dabei stark an *OpenGL* angebunden [Wie05]. Die anzuzeigenden Daten werden in OIV in einem so genannten Szenengraphen organisiert. Dieser enthält alle in der Szenerie existierenden Objekte in einer hierarchischen Baumstruktur. Zur Beschreibung der 3D-Geometrien der Objekte kann auf vordefinierte OIV-Geometrieklassen wie Zylinder oder Flächen mit Koordinatenangaben zurückgegriffen werden, die als Knoten in den Szenengraphen eingefügt werden können. Zusätzlich dienen weitere Knoten der Beschreibung von Farbwerten, Normalenvektoren, Linienstärken etc. Über Transformationsmatrizen können Knoten und deren untergeordnete Knoten geometrisch von Objektkoordinaten in Weltkoordinaten transformiert werden. Separationsknoten einzelner Unterstrukturen dienen dabei der logischen und geometrischen Trennung. Alle Geometrieklassen implementieren die Methode *GLRender*, um die Umwandlung der Geometrie in die graphische Darstellung am Bildschirm zu definieren.

Nach der Initialisierung der SVS-Anwendung und des OIV-Szenengraphen laufen zur Generierung der dreidimensionalen Szenerie die in Abbildung 4.1 dargestellten zwei parallelen Hauptprozesse kontinuierlich ab. Zum einen prüft der Datenbankprozess, ob bei verändertem Flugzustand neue Datenbankinhalte zur Anzeige gebracht werden müssen. Diese werden aus unterschiedlichen Datenquellen eingelesen und in Objekte des OIV-Szenengraphen konvertiert. Anschließend werden diese Objekte an der entsprechenden Stelle in den Szenengraphen integriert. Parallel dazu werden im Hauptprozess kontinuierlich dynamische Daten wie beispielsweise Prädiktorinformationen aufgrund aktueller Flugzustandsdaten aktualisiert. Daraufhin wird der gesamte Szenengraph sequentiell durchlaufen und auf dem Bildschirm zur Anzeige gebracht. Ein gleichzeitiger, konkurrierender Zugriff beider Prozesse auf den Szenengraph wird durch entsprechende Mechanismen verhindert, um Inkonsistenzen zu vermeiden.

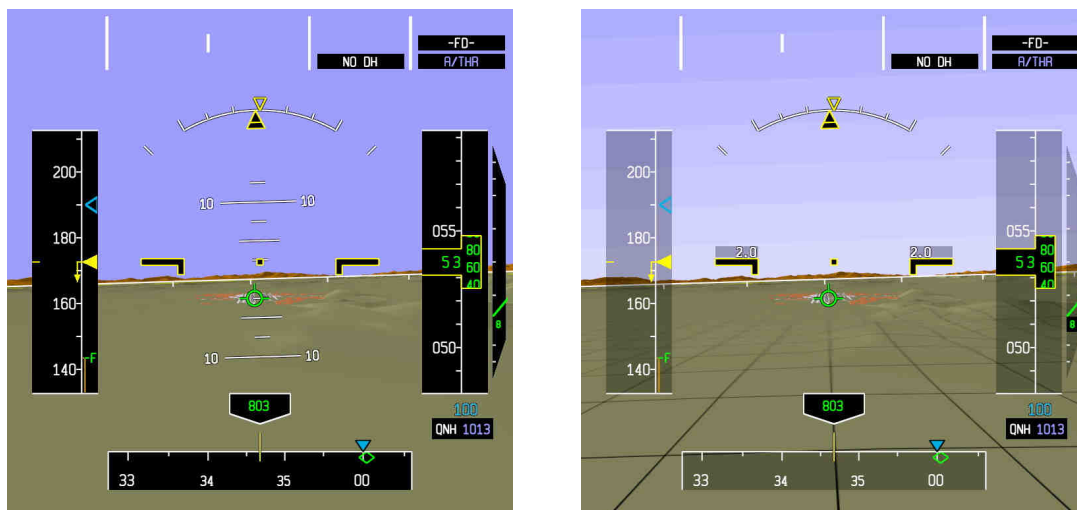


Abbildung 4.2.: Ausgangssituation und überarbeitete Version des FSR-SVS

Neben der Integration der Flugpfad-Bibliothek wurde das FSR-SVS in diversen Punkten überarbeitet und um einige in dieser Arbeit erwähnten Aspekte erweitert. So wurde beispielsweise die Nickwinkelskala durch zwei digitale Anzeigen oberhalb des Längsachsenreferenzsymbols ersetzt, um den zentralen Displaybereich besser für die Flugpfadanzeige nutzen zu können. Außerdem wurde eine rechtwinklige Gittertextur auf dem Gelände parallel zu den Längen- und Breitengraden, wie Abschnitt 2.1.5 beschrieben, realisiert. Dadurch wird zum einen der Tiefeneindruck erhöht und die Geländestruktur verdeutlicht. Zum anderen wird das Gefühl für die eigene Fluggeschwindigkeit und -höhe gerade in flachem Gelände verbessert. Bestehende Implementierungen nutzen für diese

Geländetextur oft Graphikprimitive, also Linien. Diese müssen meist relativ aufwendig berechnet werden und führen in großen Distanzen oft zu einer Überfrachtung der Anzeige. Im Rahmen dieser Arbeit wurde die Geländetextur als echte zweidimensionale Graphiktextur erzeugt, die, wie in Abbildung 4.2 illustriert, gewissermaßen auf das Gelände projiziert wird. Durch die Nutzung des so genannten *Mip Mapping* wird erreicht, dass die Textur nur im Bereich um die aktuelle Position explizit angezeigt wird, in zunehmender Entfernung jedoch mit dem Gelände verwischt. Dieses Verfahren kann nahezu komplett auf die Graphikhardware ausgelagert werden.

Weiterhin wurde das FSR-SVS um die Möglichkeit der adaptiven Blickrichtungsänderung nach Abschnitt 3.5.1 erweitert. Dabei wurde die relative Blickrichtungsänderung implementiert. Als abhängiger Parameter kann die Soll-Gierrate, die Ist-Gierrate oder eine Kombination aus beiden mit jeweils frei wählbaren Umrechnungsfaktoren gewählt werden.

4.2. Architektur der Programmbibliothek zur perspektivischen Anzeige von Trajektorien

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurde ein Klassenpaket entwickelt, das die Verfahren zur perspektivischen Anzeige von Trajektorien in einer Bibliothek kapselt. Durch diese Kapselung und die Definition von Schnittstellen kann die `TunnelLib`-Bibliothek auch in anderen Projekten verwendet werden. Der objekt-orientierte Aufbau der Klassenstruktur wurde bewusst modular gestaltet, um künftige Erweiterungen effektiv zu unterstützen. Die Geometrieklassen, die für die graphische Umsetzung am Bildschirm zuständig sind, stellen Erweiterungen der OIV Bibliothek um spezielle Knoten dar. Durch die Vererbung von existierenden OIV Klassen wird die komplette OIV Funktionalität unterstützt, beziehungsweise kann diese durch Polymorphismus weiterhin genutzt werden.

Abbildung 4.3 gibt anhand eines UML-Klassendiagramms einen Überblick über die in dieser Arbeit entwickelten Klassen und über die Interaktion zwischen den verschiedenen Bibliotheken. Zur Vereinfachung sind nur die wichtigsten Klassen lediglich mit ihrem Klassennamen dargestellt. Pfeile bilden in einem Klassendiagramm Generalisierungen oder Vererbungen ab. Dabei deutet der Pfeil von der speziellen zur generellen Klasse. Durchgezogene Linien ohne Pfeilspitze bedeuten Assoziationen zwischen zwei oder mehr Klassen. Im Folgenden werden die einzelnen Module näher erläutert.

4.2.1. Trajektorienberechnung

Die von MEUTER am FSR entwickelte Bibliothek `ArincLegsLib` kapselt die komplette Berechnung der Soll-Trajektorie. Die Kommunikation mit anderen Bibliotheken verläuft dabei asynchron über Nachrichten. Wird ein Flugplan in einem speziellen XML-Datenformat (*Extensible Markup Language*) an die Bibliothek gesendet, wird unter Berücksichtigung der aktuellen Flugparameter die Nominal-Trajektorie berechnet. Als Resultat der Berechnung wird eine Referenz auf ein `Trajectory`-Objekt als Nachricht zurückgesandt. Nach dem Versenden der Trajektorie wird die Entwicklung der relevanten Flugparameter ständig überwacht, um die Trajektorie zu aktualisieren, falls sich zum Beispiel die Fluggeschwindigkeit ändert und damit der Soll-Radius einer Kurve adaptiert werden muss.

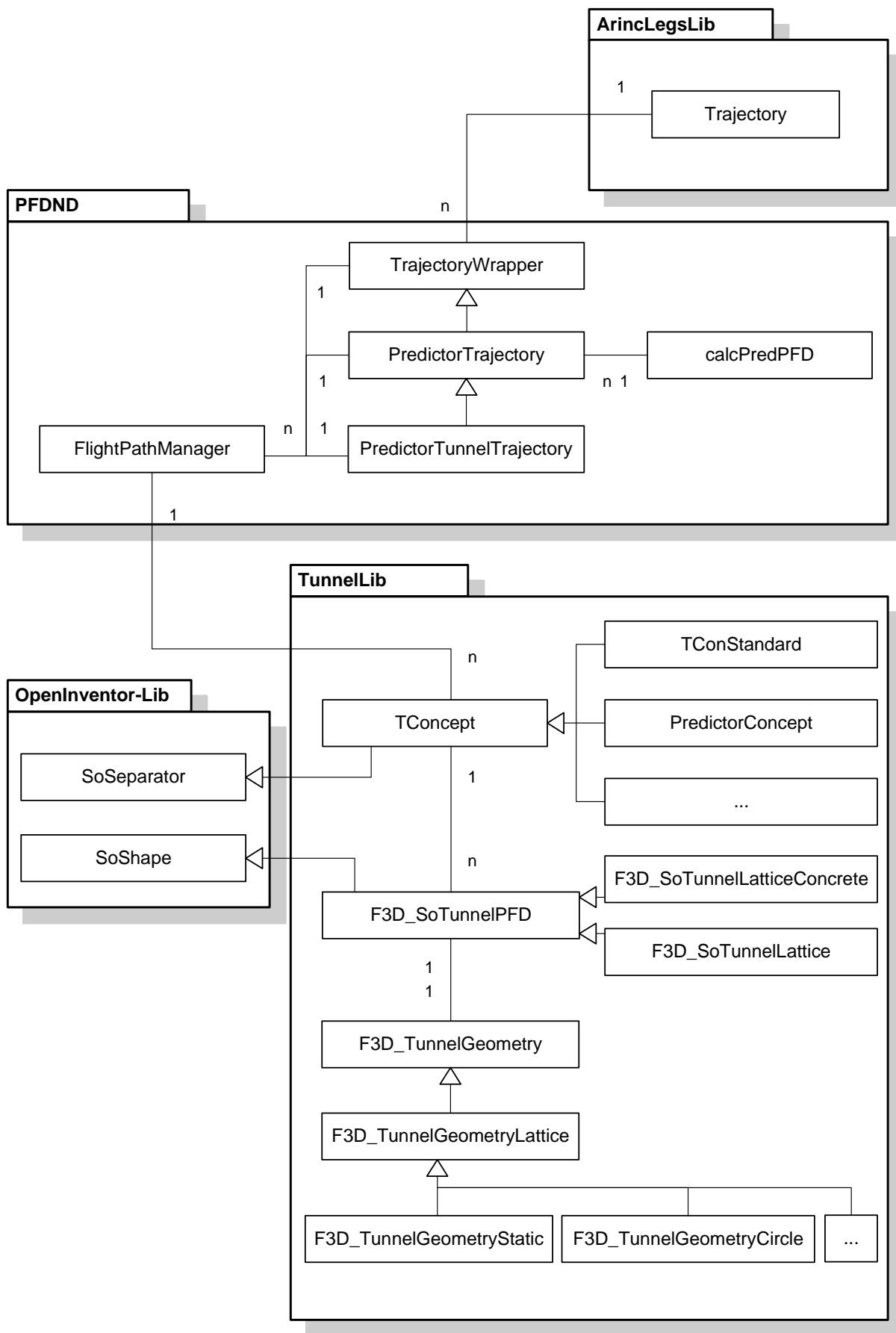


Abbildung 4.3.: UML-Klassendiagramm zur Übersicht über die Flugfadklassen

Das `Trajectory`-Objekt stellt keine graphische Repräsentation des Soll-Flugpfades dar, sondern hält abstrakte Informationen über dessen Verlauf vor. Zu jeder beliebigen Bahndistanz lassen sich Soll-Position und Soll-Fluglage oder zusätzliche Informationen über das entsprechende Bahnsegment abfragen. Bei Übermittlung der aktuellen Flugposition liefert das `Trajectory`-Objekt Informationen bezüglich der momentanen vertikalen und horizontalen Ablage, Segmentnummern und Bahndistanzen.

Eine detaillierte Beschreibung der Bibliothek zur Berechnung der Soll-Trajektorie findet sich in [Meu08].

4.2.2. Hüllenklassen für Trajektorien

Neben der Nominal-Trajektorie soll die Möglichkeit bestehen, auch andere Arten von Flugpfaden zur Anzeige zu bringen. Dies sind insbesondere der prädizierte Flugpfad und der virtuelle Pfad der Differenzmethode als Kombination aus Soll-Trajektorie und prädiziertem Flugpfad. Um die Abfragen an die jeweilige Trajektorienart transparent und einheitlich zu halten, wurden so genannte Hüllen- oder *Wrapper*-Klassen implementiert. So kapselt die Klasse `TrajectoryWrapper` den Zugriff auf alle Trajektorienarten und stellt eine definierte Schnittstelle zur Verfügung. Zwei erbende Klassen überschreiben die entsprechenden Methoden derart, dass damit der prädizierte Flugpfad oder der virtuelle Flugpfad der Differenzmethode behandelt werden kann. Für die Berechnung der prädizierten Fluglage wurde über das `calcPredPFD`-Objekt der in Abschnitt 2.4.5 erläuterte Aerotayl-Algorithmus von PURPUS verwendet [Pur99].

Durch den verwendeten Polymorphismus ist es für die Klassen, die eine beliebige Trajektorie weiterbehandeln, irrelevant, um welche Art von Trajektorie es sich handelt. Es können stets dieselben Funktionen benutzt werden.

4.2.3. Flugpfadmanager

Der Flugpfadmanager stellt eine zentrale Einheit bei der Organisation der Flugpfadanzeige dar. Während der Initialisierung der Anwendung werden unterschiedliche Darstellungskonzepte für die verschiedenen Trajektorienarten durch den `FlightPathManager` initialisiert und in den Szenengraphen des Displays eingefügt. Beim Aktualisieren der dynamischen Daten im Hauptprozess (siehe Abbildung 4.1) werden auch die Informationen des Flugpfadmanagers wie zum Beispiel eine geänderte Soll-Trajektorie, die momentane Lage bezüglich der Soll-Trajektorie oder Prädiktorinformationen aktualisiert. Diese Informationen und eventuelle Nutzereingaben werden dann an die Darstellungskonzepte weitergegeben. Dabei entspricht die Aktualisierungsrate der Bildwiederholrate von etwa 30 Hz.

4.2.4. Flugpfaddarstellung

Die Klasse `F3D_SoTunnelPFD` stellt den Kern der Bibliothek für die perspektivische Flugpfaddarstellung dar. Durch Vererbung stellt sie eine Spezialisierung der Geometrie-Basisklasse `SoShape` der OIV Bibliothek dar und erweitert so die OIV-Funktionalität. Fast alle der in Abschnitt 3 beschriebenen Funktionalitäten und Konzepte können hier ausgewählt oder definiert werden. Dies sind unter anderem:

- Breite, Höhe und Längsabstand der Querelemente sowie deren Minimal- und Maximalwerte (siehe Abschnitt 3.2.1),
- Länge der Verjüngung des Querschnitts vor der Landebahn,
- mögliche Begrenzung der Sichtweite in der Ferne und der Nähe sowie Ein- und Ausblenddistanzen (siehe Abschnitt 3.2.4),

- minimale, maximale und aktuelle Linienstärke sowie ein Skalierungsfaktor zur Modellierung des Übergangs zwischen den Linienstärken (siehe Abschnitt 3.2.5),
- mögliche Änderung der Skalierung in Kurven und entsprechender Faktor (siehe Abschnitt 3.5.4),
- mögliche Anzeige von Längs- und/oder Querelementen,
- mögliche Rotation der Elemente um den Soll-Rollwinkel (siehe Abschnitt 3.2.1.2),
- möglicher Kontrast durch Farbumrandung (siehe Abschnitt 3.2.3),
- Wahl der Flugpfadfarbe und der Kontrastumrandung (siehe Abschnitt 3.2.2),
- mögliche dynamische Transparenz der Flugpfadfarbe und/oder der Kontrastumrandung (siehe Abschnitte 3.3.2 und 3.3.3),
- Wahl unterschiedlicher Algorithmen für die Berechnung der dynamischen Transparenz (siehe Abschnitt 3.3.2),
- Wahl unterschiedlicher Geometrien für Quer- und Längselemente (siehe Abschnitt 3.2.1).

Die eigentliche graphische Darstellung wird in dieser Klasse nicht definiert. Dies geschieht in den beiden Klassen `F3D_SoTunnelLattice` und `F3D_SoTunnelLatticeConcrete`, die von `F3D_SoTunnelPFD` erben und die OIV-Funktion `GLRender` überschreiben. Innerhalb dieser Funktion erfordert die Umsetzung der Geometrieobjekte in die Bildschirmdarstellung die direkte Nutzung von *OpenGL* [Wer94b] [SA06].

In Bezug auf die Darstellung der Querelemente erzeugt die Klasse `F3D_SoTunnelLattice` eine „traditionelle“ Anzeige: durch die Definition des Abstandes der Querelemente werden diese vom Beginn der Trajektorie äquidistant verteilt. Die Elemente sind damit nicht variabel und stets ortsfest; das Flugzeug bewegt sich durch diese hindurch. Die Klasse `F3D_SoTunnelLatticeConcrete` erlaubt es dagegen, die Lage der Querelemente genauer zu definieren. So kann für eine beliebige Anzahl von Querelementen eine Zeit- oder Entfernungsdistanz definiert werden, in der diese angeordnet werden. Zusätzlich lässt sich wählen, ob der Nullpunkt dieser Distanzangaben der Beginn der Soll-Trajektorie ist, oder die momentane Flugzeugposition auf der Trajektorie. Außerdem kann angegeben werden, ob zwischen zwei aufeinander folgenden Querelementen eine Verbindung durch Längselemente herrscht oder nicht. Damit kann beispielsweise die in Abschnitt 3.2.6 beschriebene Darstellung mit veränderter relativer Längsbewegung durch die Definition von Querelementen in einer festen zeitlichen Distanz vor dem Flugzeug realisiert werden. Die in Abschnitt 3.4 erläuterte implizite Darstellung des Kurvenübergangs lässt sich mit dieser Klasse durch die Definition von Querelementen in einer festen Entfernung vom Beginn der Trajektorie ebenfalls umsetzen.

Die Hauptaufgabe der beiden von `F3D_SoTunnelPFD` ererbenden Klassen ist wie erwähnt die graphische Umsetzung der Geometrieobjekte auf dem Bildschirm. Die darzustellenden Geometrieobjekte werden durch die Klasse `F3D_TunnelGeometry` im Allgemeinen und der Klasse `F3D_TunnelGeometryLattice` im Fall einer Gitterdarstellung gekapselt. Länge und Breite des Flugpfades sind innerhalb der Geometrieklasse auf den Bereich $[-1; 1]$ normiert. Für die im Rahmen der vorliegenden Arbeit verwendete Gitterdarstellung werden in der Geometrieklasse Punkte sowie Linien zwischen diesen Punkten definiert. Um adaptive Geometrien nach Abschnitt 3.3.1 zu unterstützen, müssen die horizontalen und vertikalen Koordinaten der Querschnittspunkte als Funktion der horizontalen und vertikalen Ablage definiert werden können. Außerdem ist es wünschenswert, die Flugpfadbibliothek ohne großen Aufwand um weitere Geometrieklassen zu erweitern. Aus den genannten Gründen

wurde eine weitere Bibliothek implementiert, die es erlaubt, mathematische Ausdrücke parametrisch in Textform zu definieren, anstatt Quellcode dafür zu schreiben. Etwa 20 einfache mathematisch-logische Ausdrücke wie Grundrechenarten (add, sub, etc.), Potenzfunktionen (pow, sqrt, sqr), trigonometrische Funktionen (sin, cos, etc.), logische Operatoren (and, or) oder Verzweigungen (if, greater, etc.) können mit der Bibliothek FunctionsLib genutzt werden. Außerdem kann eine beliebige Anzahl an Variablen definiert werden, deren Werte zur Laufzeit geändert werden können. Im folgenden Beispiel wird die in Gleichung (4.1) beschriebene horizontale Koordinate eines Punktes im Bahnkoordinatensystem in Abhängigkeit der momentanen horizontalen Ablage (*cross track error*, XTD) definiert.

```
string px = "if(and(gequal(XTD,-2),lequal(XTD,0)),
            add(mult(XTD,0.5),-1.0),if(less(XTD,-2.),-2.0,-1.0))";
```

$$p_x = \begin{cases} -2 & \text{für } XTD < -2 \\ 0,5 * XTD - 1 & \text{für } -2 \leq XTD \leq 0 \\ -1 & \text{für } 0 < XTD \end{cases} \quad (4.1)$$

Die parametrische, textuelle Darstellung wird nur einmal analysiert und in einer Liste von Operanden abgelegt, um die Laufzeit bei den folgenden Berechnungsdurchläufen nicht negativ zu beeinflussen. Die Funktions-Bibliothek erleichtert so nicht nur die Erstellung neuer Geometrieklassen; sie ermöglicht es auch, die Geometrie eines Flugpfades komplett extern – zum Beispiel in einer Textdatei – zu definieren, ohne den Quellcode neu übersetzen zu lassen.

Auf die gleiche Weise wie die Koordinaten können auch adaptive Transparenzwerte für jeden Punkt parametrisch definiert werden. Neben verschiedenen vordefinierten Transparenzalgorithmen lässt sich so die Anpassung der Transparenz äußerst flexibel gestalten.

4.2.5. Darstellungskonzepte

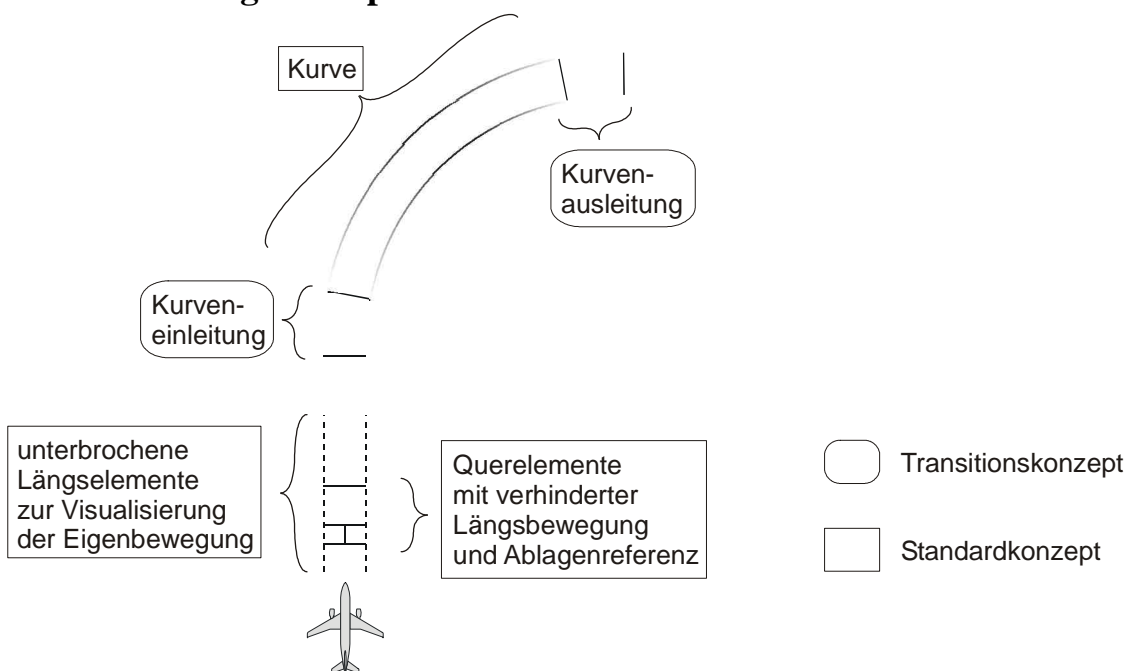


Abbildung 4.4.: Zusammenfassung mehrerer Teildarstellungen zu Darstellungskonzepten

Wie oben beschrieben ermöglicht die Flugpfadklasse `F3D_SoTunnelLatticeConcrete` zusammen mit einer adaptiven Geometrie ein hohes Maß an Flexibilität. Die Gestaltungsmöglichkeiten können jedoch noch weiter erhöht werden, indem mehrere Flugpfaddarstellungen zu einem Darstellungskonzept kombiniert werden. In der Flugpfadbibliothek `TunnelLib` wird diese Möglichkeit durch die Klasse `TConcept` realisiert. Diese Klasse stellt eine Spezialisierung des OIV-Separationsknoten `SoSeparator` dar und kann direkt in den Szenengraphen eingebunden werden. In ererbenden Klassen werden dann unterschiedliche Flugpfaddarstellungen zu Darstellungskonzepten verbunden. Dieses Vorgehen soll am Beispiel des überarbeiteten Standard-Darstellungskonzepts erläutert werden.

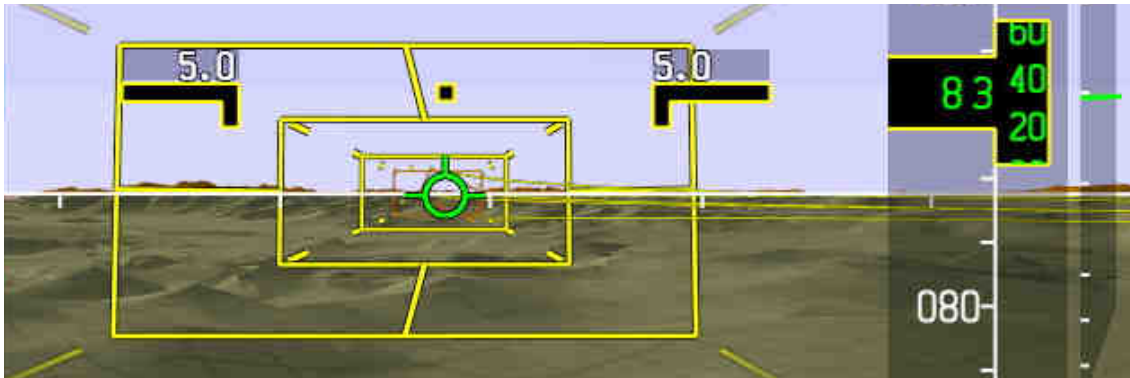


Abbildung 4.5.: Überarbeitetes Standard-Darstellungskonzept und Transitionskonzept

Abbildung 4.4 zeigt die überarbeitete Standarddarstellung der Klasse `TConStandard` und das Transitionskonzept `TConCurveInitMedium` schematisch in einer Draufsicht; in Abbildung 4.5 ist die Darstellung auf dem PFD illustriert. Kernelement und erstes Flugpfadobjekt des Standardkonzeptes sind die drei Querelemente mit verhinderter Längsbewegung. Sie sind in einem festen zeitlichen Abstand von 6 s, 3 s und 1,5 s vor der momentanen Bahnposition angeordnet. Zwischen dem ersten und zweiten Querelement sind vier Längselemente jeweils in Kantenmitte als Ablagereferenz angeordnet. Um den Tiefeneindruck und den Fluchtpunkt zu betonen werden auch in den Ecken Längselemente als zweites Flugpfadobjekt gezeichnet. Diese sind ortsfest und unterbrochen gezeichnet, damit der Eindruck der Eigenbewegung nicht verloren geht. Um den Richtungswechsel frühzeitig zu erkennen, werden im Kurvenbereich ab einem bestimmten Bahnabstand Längselemente in den vier Ecken als drittes Flugpfadobjekt eingeblendet. Alle Flugpfadobjekte können unterschiedliche Einstellungen für ihre Attribute wie Sichtbarkeit, Einblenddistanzen oder Linienstärken haben. Für das Transitionskonzept wird jeweils ein Flugpfadobjekt zur Markierung der Kurvenein- und -ausleitung genutzt. Am Beginn und am Ende jedes Übergangs wird stets ein orangefarbenes Querelement gezeichnet.

Mit der Architektur verschiedener Konzeptklassen wird die Definition neuer, durchaus komplexer Anzeigekonzepte vereinfacht. Die Integration unterschiedlicher Konzepte in den Szenengraphen ermöglicht außerdem die Selektion durch den Nutzer zur Laufzeit. Um die Darstellung des Kurvenübergangs flexibel ändern zu können, kann das Transitionskonzept als paralleles Element neben der restlichen Flugpfaddarstellung variiert werden.

4.2.6. Zusammenfassung

Zusammenfassend soll der modulare, leicht erweiterbare Charakter der im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Software zur perspektivischen Anzeige von Flugpfaden unterstrichen werden:

- einfache, parametrische Definition adaptiver, dynamischer Querschnittsgeometrien oder Nutzung bestehender Geometrieklassen,
- Definition von flexiblen Flugpfadrepräsentationen mit frei wählbarer Positionierung der Querelemente und einer Vielzahl skalierbarer Parameter durch Nutzung der existierenden Flugpfadklassen,
- Zusammenfassung mehrerer Flugpfadrepräsentationen zu Darstellungskonzepten, wobei für Übergangsbögen gesonderte Konzepte entwickelt werden können, oder Nutzung bestehender Darstellungskonzepte,
- Kapselung unterschiedlicher Flugpfadarten wie Nominal-Trajektorie oder prädizierter Trajektorien, die transparent an die Klassen der Darstellungskonzepte weitergegeben werden können,
- Einbindung in die *OpenInventor*-Architektur durch Erweiterung existierender *OpenInventor*-Klassen.

4.3. Differenzmethode

Die in Abschnitt 3.5.3 im Konzept beschriebene Differenzmethode wurde in der Software als Trajektorienklasse implementiert, die vom Flugpfadmanager an die Darstellungskonzepte zur Anzeige weitergegeben werden kann. Sie benötigt Kenntnis über die Nominal-Trajektorie der *ArincLegsLib* und die prädizierte Trajektorie des *AeroTayl*-Algorithmus. Dabei wurden beide in Abschnitt 3.5.3 vorgeschlagenen Varianten zur Antragung der Differenzvektoren an den Geradeausvektor implementiert. Die zweite Variante – also die Beibehaltung der wahren Winkel zwischen nominaler und prädizierter Trajektorie – wurde als Standardvariante gewählt. Zur Unterscheidung der Darstellung wurde als Standardfarbe Weiß gewählt.

Abbildung 4.6 stellt die Differenzmethode und die überarbeitete Standardanzeige für ausgewählte Abschnitte des Kurvenfluges gegenüber. Beim Anflug auf den Kurvenübergang zeigt sich ein nahezu identisches Bild für beide Konzepte. Dass bei der Differenzmethode die Kurve nur die Darstellung von Differenzvektoren ist, fällt dabei nicht auf. Während der Kurvenerleitung wird deutlich, wie bei der Differenzmethode die Differenzvektoren minimiert werden und die Darstellung der Kurve auf eine Gerade „umklappt“. Die in der dritten Zeile dargestellten Ansichten während des stationären Kurvenfluges verdeutlichen den Sinn dieses Konzeptes: die Differenzvektoren zwischen nominaler und prädizierter Trajektorie sind auf eine lange Distanz sehr klein, da das Flugzeug mit der korrekten Soll-Gierrate an der korrekten Position fliegt. Die Differenzvektoren werden an den Flugpfadvektor angetragen und es entsteht eine Darstellung wie auf der Geraden. Dabei ist der Beginn der Kurvenausleitung schon lange im Voraus zentral sichtbar. Momentane und prädizierte Ablagen sind sofort sichtbar und müssen nicht mental abgeleitet werden. Das Symbol des *Flight Path Vectors* hat die gleiche wichtige Bedeutung wie auf der Geraden. Mit ihm kann gewissermaßen „die Kurve entlang gepilt werden“. Bei der Standardanzeige ist das *Flight Path Vector* Symbol wenig aussagekräftig; Ablagen sind weniger leicht ablesbar und die Voraussicht ist durch den Kurvenverlauf begrenzt. Die instationäre Kurvenausleitung wird beim Differenzverfahren als Kurve dargestellt und visualisiert sozusagen die kommenden Steuereingaben. Angemerkt werden muss jedoch, dass das Differenzverfahren aufgrund der Prädiktorinformationen über lange Zeitdistanzen hinweg ein dynamisches Verhalten aufweist. Gerade bei größeren Steuereingaben geraten weiter entfernte Elemente in Bewegung. Dieses Verhalten lässt sich durch verschiedene Dämpfungen abmildern.

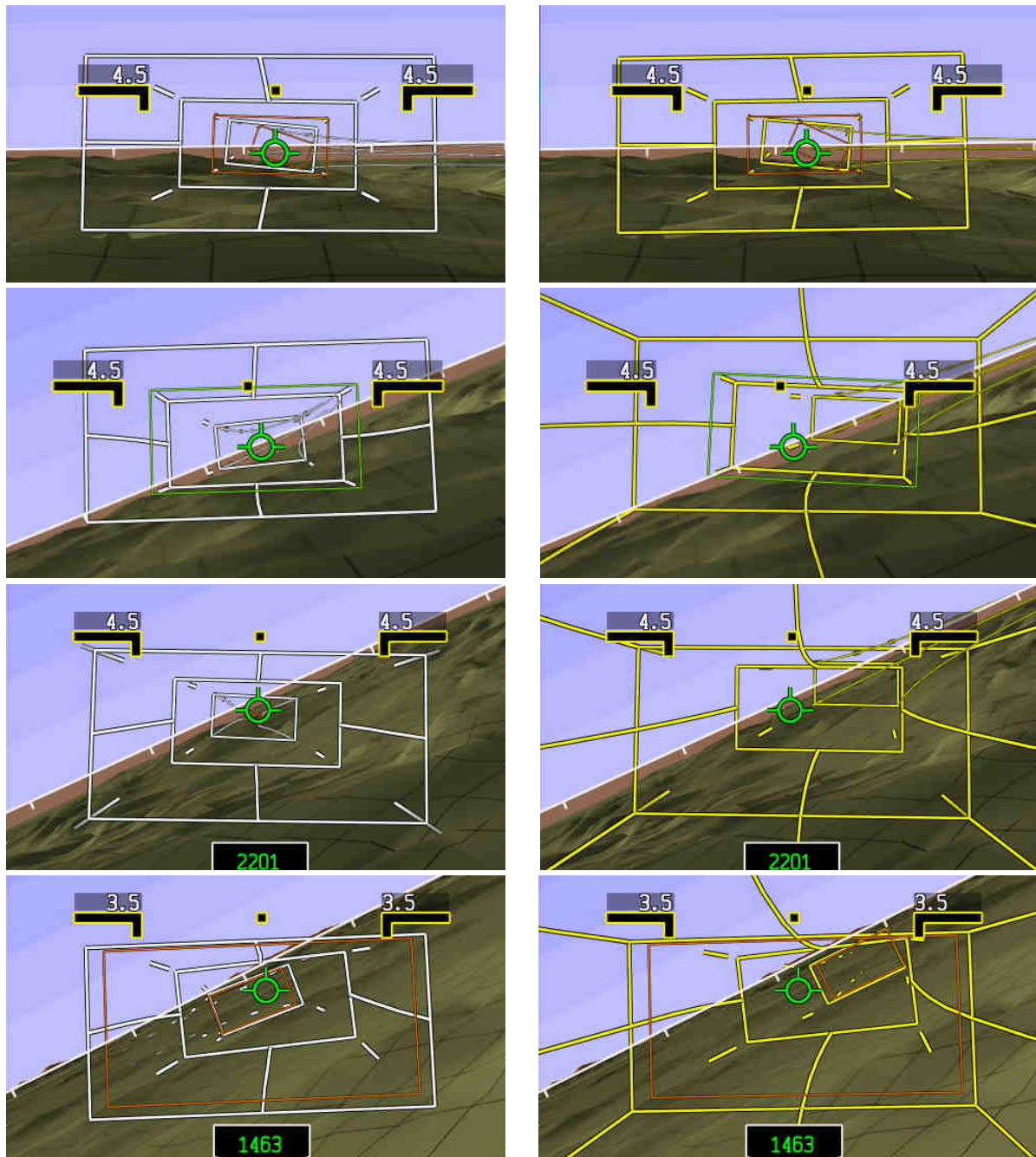


Abbildung 4.6.: Differenzmethode (links) und Standardanzeige (rechts) während des Kurvenanflugs, der Kurveneinleitung, des Kurvenfluges und vor der Kurvenausleitung

4.4. Non-planare Projektion

Die Projektionsart der gängigen Graphikbibliotheken für Rechneranwendungen wie *OpenGL* oder *DirectX* ist die planare Projektion. Um dennoch Projektionen auf räumlich nicht ebene Flächen zu ermöglichen, werden in der Computergraphik 3D-Texturen genutzt. In der vorliegenden Arbeit wurde das so genannte *Cube Mapping* Verfahren angewendet [NVI04]. Dieses Verfahren wird häufig zur graphischen Modellierung reflektierender Gegenstände in dreidimensionalen Szenen genutzt und kann wie folgt beschrieben werden. Um den Betrachter beziehungsweise um die Kamera einer Szene wird ein kompletter sechsseitiger Würfel mit quadratischen Flächen aufgespannt. Auf den Flächen des Würfels werden nun sechs planare Projektionen in der jeweiligen Blickrichtung mit einem vertikalen und

horizontalen Sichtwinkel von 90° abgebildet. In Abbildung 4.7 sind die sechs verschiedenen Projektionen des synthetischen Sichtsystems beim Flug durch ein Alpental dargestellt.

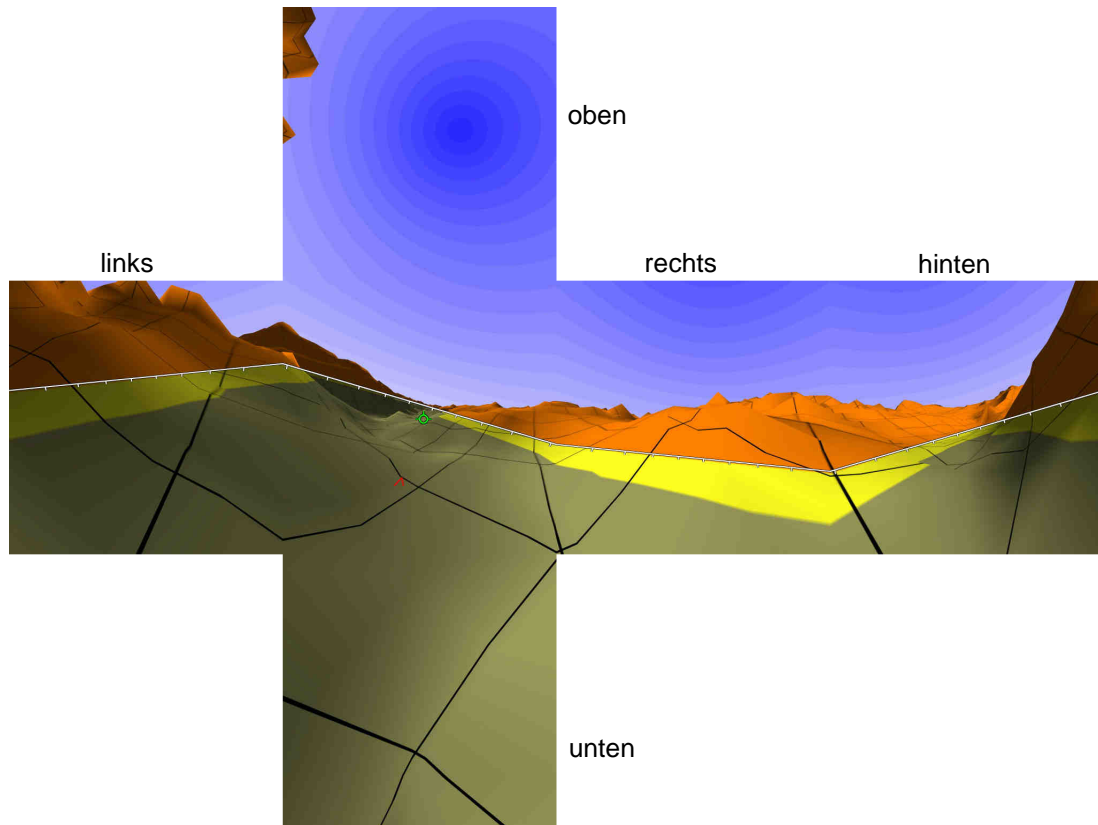


Abbildung 4.7.: Beispielfhafte Darstellung der Projektionen für das *Cube Mapping*

Diese sechs Ansichten werden von der Graphikhardware als Texturen vorgehalten. Für beliebige dreidimensionale Blickrichtungen kann daraufhin der entsprechende Wert der 3D-Textur abgefragt werden. Diese Blickrichtungen entsprechen den Normalenvektoren von Flächen im dreidimensionalen Raum. Somit ist es, wie in Abbildung 4.8 dargestellt möglich, das Bild der Umgebung zum Beispiel auf eine Halbkugel zu projizieren.

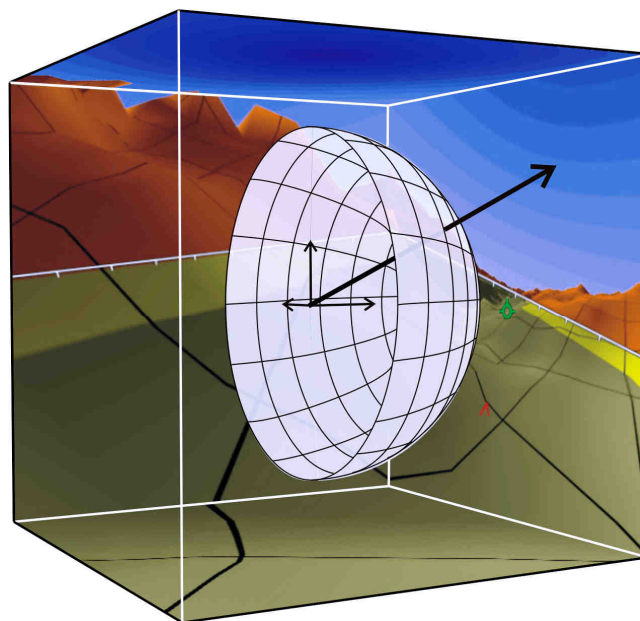


Abbildung 4.8.: Abbildung der Texturen des *Cube Mapping* auf non-planare Flächen

4. Realisierung der vorgestellten Konzepte

Als Bildflächen können also beliebige, non-planare Körper definiert werden; entscheidend sind die Normalenvektoren. Diese können entweder automatisch generiert werden, oder für jede Fläche beziehungsweise jeden Punkt explizit definiert werden. Führt man diese Überlegung weiter, ist es auch möglich, ein planares Gitternetz zu modellieren und für jeden Knotenpunkt einen Normalenvektor in die gewünschte Richtung zu definieren. Mit dieser Vorgehensweise sind beliebige Darstellungen auch über 180° hinaus möglich.

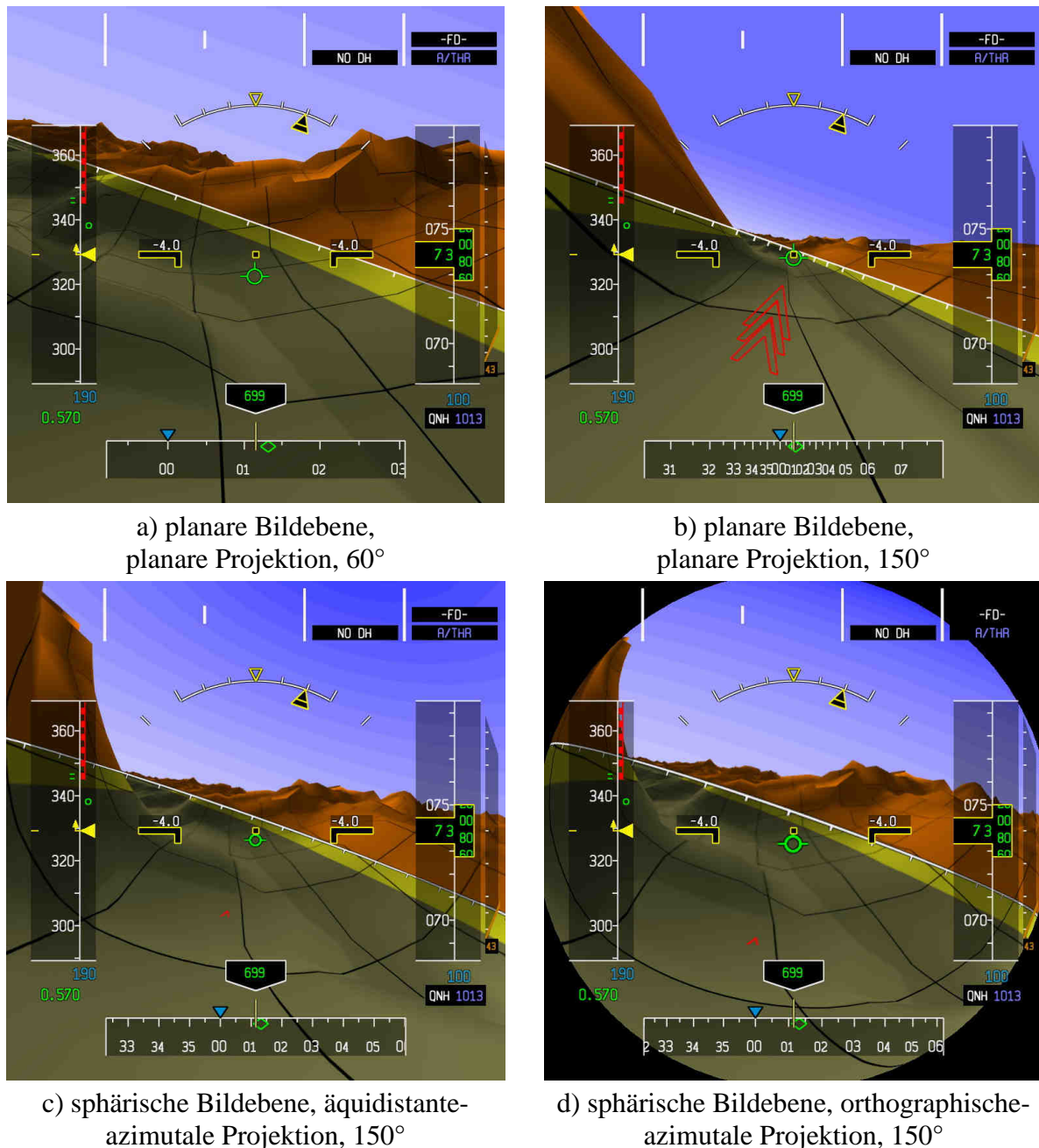


Abbildung 4.9.: Beispiel für verschiedene Projektionsarten

Zur Realisierung der non-planaren Projektion wurde die Darstellungsfunktion des FSR-SVS modifiziert und das *Cube Mapping* Verfahren integriert. Es ist leicht vorstellbar, dass dieses Verfahren ein Vielfaches der Rechenkapazität benötigt: anstatt einer Ansicht müssen für jeden Durchlauf – also etwa 30 mal pro Sekunde – bis zu sechs Ansichten berechnet werden, die anschließend über das *Cube Mapping* auf eine Fläche abgebildet werden. Da der Großteil der zusätzlichen Rechenleistung jedoch auf die Graphikhardware ausgelagert wird, können mit

aktuellen Graphikkarten ausreichende Bildwiederholraten auch bei der non-planaren Projektion erreicht werden.

Abbildung 4.9 zeigt unterschiedliche Projektionen beim Fliegen durch ein Alpental. Die planare Projektion mit einem Sichtwinkel von 60° stellt den Bergrücken unmittelbar links neben der aktuellen Position nicht dar. Bei einem Sichtbereich von 150° wird das Geländehindernis zwar sichtbar, die Verzerrungen um Zentral- und Randbereich sind jedoch nicht hinnehmbar. Die beiden non-planaren Projektionen sind auch für große Sichtwinkel nutzbar. Die auf einen maximalen Sichtwinkel von 180° begrenzte orthographisch-azimutale Projektion stellt dabei den Zentralbereich größer dar, staucht dafür die Informationen im Randbereich.

4.5. Benutzerschnittstelle

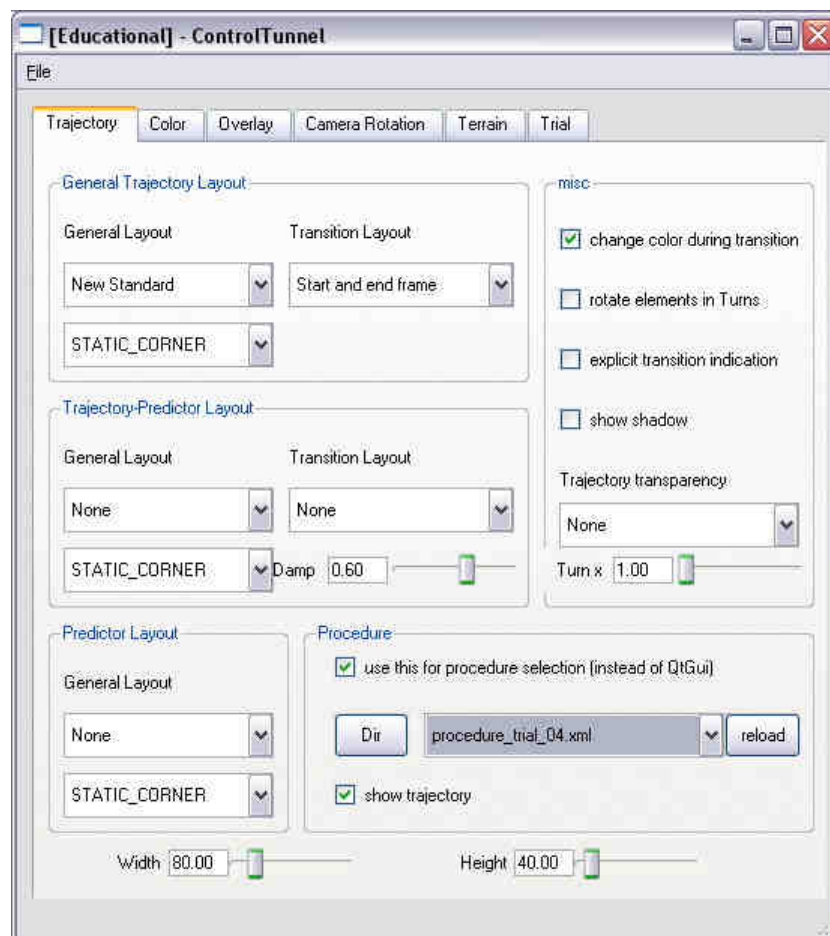


Abbildung 4.10.: Benutzerschnittstelle zur Kontrolle der Flugpfaddarstellung

Um während der Laufzeit der Flugführungsanzeige Modifikationen an der Darstellung vornehmen zu können, wurde die in Abbildung 4.10 dargestellte umfangreiche Benutzerschnittstelle entwickelt. Anhand eines graphischen Dialogfeldes kann beispielsweise aus einer Vielzahl vordefinierter Darstellungskonzepte gewählt werden. Dabei besteht für die Nominal-Trajektorie und die Differenzanzeige unabhängig die Möglichkeit, die Darstellung der Überleitbögen und die der restlichen Segmente separat zu variieren. Zusätzlich kann für die Prädiktordarstellung ein Anzeigeformat selektiert werden. Weiterhin können diverse allgemeine Eigenschaften der Flugpfadanzeige wie Breite und Höhe, Rotation der Querschnittselemente um den Soll-Rollwinkel, Schattenwurf oder unterschiedliche Transparenzalgorithmen angegeben werden.

Über einen weiteren Reiter des Dialoges können sämtliche Haupt- und Hintergrundfarben für die Nominal-Trajektorie, die Differenzmethode, die Prädiktoranzeige sowie die Kurvenübergänge spezifiziert werden.

Im Dialogfeld *Overlay* kann die Transparenz der 2D-Skalen variiert werden; außerdem kann zwischen verschiedenen Anzeigeformaten für die Nickwinkelanzeige gewählt werden. Auch die Projektionsart und der Sichtwinkel kann hier zur Laufzeit geändert werden. So lassen sich für die planare und die orthographische-azimutale Projektion Winkel zwischen 0° und 180° selektieren; für die äquidistante-azimutale Projektion sind Winkel bis 360° möglich.

Für die adaptive Blickrichtung kann der Nutzer zwischen verschiedenen abhängigen Parametern wie Soll- oder Ist-Gierrate wählen. Dazu lassen sich beliebige Faktoren für das Maß der Richtungsadaption angeben.

Die Gittertextur als Tiefenschlüssel auf dem Gelände kann ein- und ausgeschaltet werden. Für die Textur kann die Gitterstärke und der Abstand der Linien variiert werden.

Zur Unterstützung von Simulator- oder Fluguntersuchungen kann im Feld *Trial* eine Piloten-Identifikationsnummer und eine Nummer für den jeweiligen Testpunkt angegeben werden. Diese Werte können bei der Datenaufzeichnung mit gespeichert werden und erleichtern bei der Auswertung die Zuordnung der Datensätze und die Datenreduktion.

Alle Werte können zur Laufzeit modifiziert werden. Der Datenaustausch läuft dabei über die Kommunikationssoftware *Octopus*, die in Abschnitt 5.1.1 kurz beschrieben wird. Somit kann die Benutzerschnittstelle unabhängig von der Flugführungssoftware gestartet werden. Alle gewählten Parameter des Dialoges (mit Ausnahme der Pilotennummer) können als Gesamtkonfigurationen in einer Textdatei abgespeichert oder aus einer Datei geladen werden. Dies unterstützt einen schnellen Wechsel zwischen Konfigurationen zu Untersuchungen oder Demonstrationen.

5. Simulatoruntersuchungen

In Kapitel 2 bis Kapitel 4 wurden die Grundlagen, unterschiedliche Konzepte sowie deren softwaretechnische Umsetzung für eine überarbeitete perspektivische Anzeige von Nominal-Trajektorien erläutert. Einige wichtige Konzepte wurden im Anschluss daran von Piloten in Mensch-Maschine-Untersuchungen in mehreren Versuchsreihen getestet und bewertet. Im folgenden Kapitel werden diese Untersuchungen und deren Ergebnisse beschrieben.

5.1. Simulationsumgebung

Der Forschungssimulator des Instituts für Flugsysteme und Regelungstechnik der TU Darmstadt dient als Plattform, um prototypische Entwicklungen aus den Bereichen Avionik, Flugführung, Mensch-Maschine-Schnittstelle und Flugsteuerung zu demonstrieren und zu erproben. Die flexible Konfigurationsmöglichkeit und die einfache Erweiterungsmöglichkeit bei gleichzeitig hoher Realitätsnähe stellen die Grundkonzepte beim Entwurf des Simulators dar [ARE98]. Der Forschungssimulator besteht aus einem modular aufgebauten Cockpit, einer hochwertigen Außensichtanlage und einer flexiblen Softwareumgebung. Die flugmechanischen Parameter entsprechen denen eines Airbus A300-B2.

5.1.1. Softwareumgebung

In mehreren am Fachgebiet entwickelten Arbeiten wurde eine Systemarchitektur geschaffen, die die einfache und schnelle Integration zusätzlicher Softwareprozesse und -module in die Gesamtsimulation ermöglicht. Die etwa 30 bestehenden Kernprozesse, wie die flugmechanische Simulation oder die Anbindung der Außensicht, können ohne zusätzliche Bearbeitung oder Konfiguration genutzt werden. Die Integration voneinander unabhängiger Simulationsprogramme in die verteilte Simulationsumgebung wird mittels des Modellmanagementsystems *Nemo's Model Organizer* realisiert. Das System unterstützt dabei die beliebige Kombination von Prozessen zu einer maßgeschneiderten Simulation sowie die Überwachung der erst zur Laufzeit feststehenden Prozessstruktur [Hut01].

Um eine einheitliche, standardisierte Kommunikation der unterschiedlichen Prozesse in der heterogenen und verteilten Simulationsumgebung zu gewährleisten, wurde für den Forschungssimulator die so genannte Kommunikationsschicht *Octopus* entwickelt. *Octopus* stellt einen zentralen Datenserver für alle Prozesse der Simulation dar, so dass deren Unabhängigkeit voneinander garantiert wird. Prozesse melden dabei über eine standardisierte Schnittstelle frei wählbare Variablen zum Lesen oder Schreiben beim Datenserver an. Selbst hoch volatile Daten mit einer Gültigkeit im Millisekundenbereich können so ausgetauscht oder für Auswertungen aufgezeichnet werden [Eng01].

5.1.2. Cockpit

Der Entwurf des Forschungscockpits orientiert sich an den Cockpits moderner Großraumverkehrsflugzeuge, wie etwa dem Airbus A340. Auch wenn die Anordnung der Bedien- und Anzeigeelemente nicht exakt einem bestimmten existierenden Flugzeugmuster entspricht sind alle wichtigen Elemente eines realen Flugzeuges vorhanden und entsprechend angeordnet. So verfügt das Forschungscockpit beispielsweise über Displays zur Anzeige des elektronischen Fluginformationssystems (*Electronic Centralized Aircraft Monitor*, ECAM), des Navigationsdisplays (ND) und der primären Flugführungsanzeige (PFD). Die Anordnung von PFD und ND ist leicht konfigurierbar. Auch die Anbringung eines Sensorbildschirms als Seitendisplay oder eines *Head-up Displays* (HUD) ist möglich.

Die Bedienelemente beispielsweise zur Steuerung des Autopiloten mittels FCU, des Bugfahrwerks, der Landklappen, des Triebwerkschubes oder des Seitenleitwerkes sind

vorhanden und mit den entsprechenden Funktionen belegt. Die Steuerung des Nick- und Rollwinkels erfolgt, wie bei modernen Airbus-Maschinen üblich, mittels Steuerknüppel (*Side Stick*). Dabei kann, wie beim realen Pendant auch, zwischen den Betriebsmodi „Vorgaberegulation“ und „manuelle Regelung“ gewechselt werden. Bei der standardmäßig aktivierten Vorgaberegulation steuert der Pilot mit seinen Eingaben die Nick- bzw. Rollrate. Der Rechner steuert die inneren Regelkreise und erzeugt die Vorgaben für die aerodynamischen Steuerflächen. In Neutralstellung wird der anliegende Nick- bzw. Rollwinkel automatisch gehalten. Bei der manuellen Regelung werden die Steuereingaben an die Steuerflächen weitergegeben. Der Pilot steuert so direkt den Nick- bzw. Rollwinkel.

5.1.3. Außensichtanlage

Bei der Außensicht des Forschungssimulators handelt es sich um eine kollimierte Projektion. Durch einen entsprechend gekrümmten Spiegel werden die Projektionsstrahlen derart parallelgerichtet, dass die Außenwelt in größerer Entfernung zu sein scheint und somit der Eindruck räumlicher Tiefe erzeugt wird. Beim Blickwechsel von der Außensicht in das Cockpit hinein wird eine Umfokussierung ausgelöst, die den in der Realität auftretenden Vorgang nachbildet [Wip05].

Der durch den Spiegel dargestellte Sichtbereich beträgt 180° in der Horizontalen und etwa 40° in der Vertikalen. Das Bild der Außensicht wird in einer Dreikanalprojektion auf einem Zwischenmedium abgebildet und dann über die Spiegel ins Cockpit projiziert.

Für die Bildgenerierung werden drei Standard-PCs verwendet. Bei der Darstellungssoftware handelt es sich um das Flugsimulationsprogramm *X-Plane 8.50* mit der Szenerie-Erweiterung *Global Scenery*. Hochgenaue Flughafendaten können aus den Datenbeständen des FSR in das *X-Plane 8.50* Format konvertiert werden, um eine Übereinstimmung der Außensicht mit eventuellen elektronischen Flughafenkarten auf den Anzeigen des Cockpits zu gewährleisten.



Abbildung 5.1.: Simulationsumgebung

5.2. Allgemeine Überlegungen

5.2.1. Statistische Grundlagen

Bei den Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit handelt es sich um experimentelle Untersuchungen [WGL97]: die aktive Manipulation der Versuchsbedingung durch den Experimentator ermöglicht es, zwischen Ursache und Wirkung zu unterscheiden. Dabei sollen Kausalbeziehungen zwischen so genannten unabhängigen und abhängigen Variablen überprüft werden. Unabhängige Variablen sind diejenigen Parameter, die als verursachend oder beeinflussend aufgefasst werden und deren Einfluss untersucht werden soll. Sie werden während der Untersuchung planmäßig variiert. Abhängige Variablen sind Parameter, die während der Untersuchung gemessen werden und deren Abhängigkeit von der unabhängigen Variablen Gegenstand der Untersuchung ist [Joh93]. Die abhängigen Variablen dienen der Leistungsbestimmung des Systems oder der Deutung der Arbeitsbelastung und werden im Anschluss an die Untersuchung mittels statistischer Testverfahren untersucht und bewertet. Um den Einfluss einer unabhängigen Variablen identifizieren zu können, muss es in einer Untersuchung zu jedem Versuchspunkt mindestens einen anderen Versuchspunkt geben, bei dem maximal eine unabhängige Variable variiert wird [Win71]. Eine unabhängige Variable im Rahmen dieser Untersuchung ist beispielsweise die Darstellung der Transition zwischen Gerade und Kurve; Ablagen oder Steuereingaben können beispielhaft als abhängige Variable genannt werden.

Die abhängigen Variablen können weiterhin in subjektive und objektive Variablen unterteilt werden. Subjektive Variablen spiegeln die individuelle Empfindung und Meinung eines Probanden wider. Sie können zum Beispiel mittels Fragebögen oder Interviews gesammelt werden. Standardisierungen und durch Skalen quantifizierbare Aussagen erleichtern dabei die Vergleichbarkeit. Objektive Variablen wie die aufgezeichneten Flugzustandsdaten sind frei von persönlichen Eindrücken.

Bei Untersuchungen im Bereich der Mensch-Maschine Schnittstelle treten im Allgemeinen so genannte Störvariablen auf. Dies sind Parameter, die neben den planmäßig variierten unabhängigen Variablen ebenfalls einen Einfluss auf die abhängigen Variablen haben können. Als Störvariablen seien beispielhaft für die vorliegende Untersuchung die Erfahrung der Piloten, die Tageszeit oder Trainingseffekte während der Untersuchung genannt. Zwei wichtige Techniken zur Kontrolle der Störvariablen sind die Konstanthaltung und die Randomisierung [SHE95]. Unter Konstanthaltung versteht man beispielsweise die Beschränkung der Probanden auf Piloten mit einer bestimmten Berufserfahrung und die Durchführung der Untersuchung zu einer bestimmten Tageszeit. Als Beispiel für die Randomisierung sei die zufällige, für jeden Probanden unterschiedliche Abfolge der Testpunkte genannt. Dadurch kann die Störgröße des Trainingseffekts kontrolliert werden.

Vor der Untersuchung werden zu erwartende Leistungsmaße als Hypothesen aufgestellt. Die in der Untersuchung erzielten Leistungen werden statistischen Analysen unterzogen. Dabei werden unterschiedliche Tests angewandt, um die zuvor aufgestellte Hypothese auf Wahrheit zu prüfen. Im Rahmen dieser Arbeit wird dabei wie folgt vorgegangen.

- Durch die unabhängigen Variablen lassen sich die aufgenommenen abhängigen Variablen in Gruppen unterteilen.
- Danach soll untersucht werden, ob zwischen den abhängigen Variablen der Gruppen nachweisbare, signifikante Unterschiede erkennbar sind. Als Signifikanzniveau wird im Allgemeinen $\alpha = 0,05$ benutzt; d.h. erst bei einer Irrtumswahrscheinlichkeit unter 5% wird ein Ergebnis als statistisch aussagekräftig angesehen.

- Die Unterschiede zwischen den Gruppen werden mittels univarianter, einfaktorieller Varianzanalyse (*Analysis of Variances*, ANOVA) überprüft. Mit den Prüfgrößen des Verfahrens wird getestet, ob die Varianz zwischen den Gruppen größer ist als die Varianz innerhalb der Gruppen. Voraussetzung für dieses Verfahren ist allerdings die Normalverteilung und die Varianzhomogenität der Stichprobenvariablen. Die Normalverteilung wird mit dem KOLMOGOROV-SMIRNOV-Anpassungstest oder dem χ^2 -Anpassungstest überprüft; die Varianzhomogenität kann mit dem so genannten LEVENE-Test untersucht werden. Falls der ANOVA-Test Unterschiede zwischen den Gruppen identifiziert, kann durch den so genannten TUKEY-HSD-Test überprüft werden, zwischen welchen Gruppen die signifikanten Unterschiede auftreten.
- Wird die oben genannte Voraussetzung der Normalverteilung für die Durchführung des ANOVA-Tests nicht erfüllt, kann der KRUSKAL-WALLIS-Test genutzt werden, um Unterschiede zwischen Gruppen zu identifizieren.

Für eine umfassende Erläuterung statistischer Messverfahren im Bereich der Mensch-Maschine Schnittstelle sei auf die Standardliteratur verwiesen [Joh93] [WGL97] [Win71] [SHE95] [Rin03].

5.2.2. Allgemeine Versuchsumgebung

Zu den Untersuchungen wurden keine kompletten Cockpitbesetzungen bestehend aus Kapitän und erstem Offizier benötigt, sondern nur einzelne Piloten, da stets nur ein Pilot das Flugzeug im manuellen Flug steuert. Der Proband steuerte das Flugzeug aus Gründen der Konstanthaltung immer von der rechten Seite aus, also vom Sitz des ersten Offiziers.

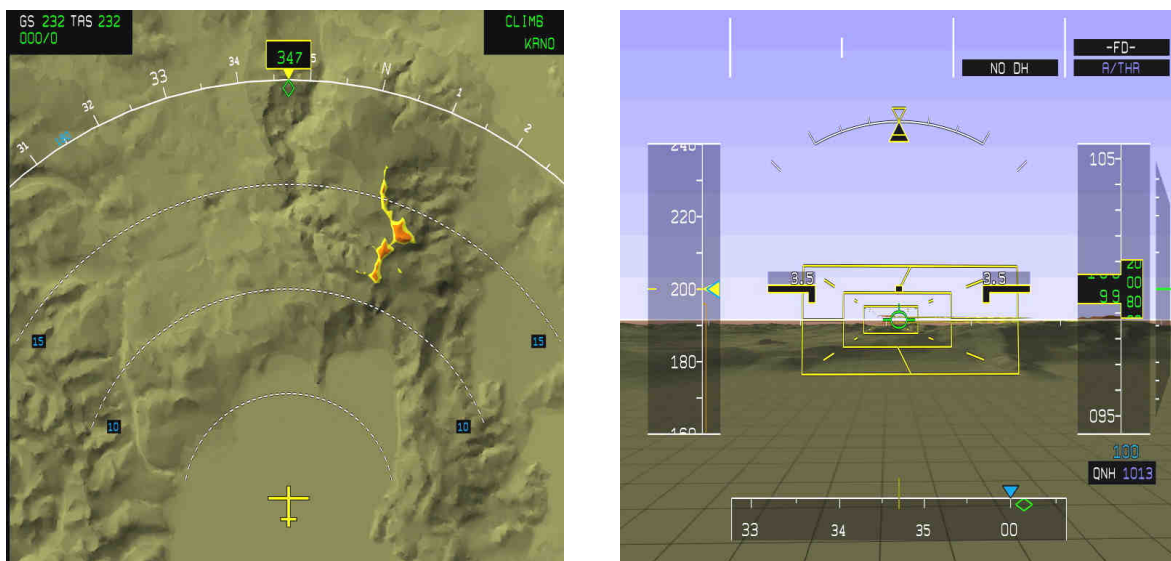


Abbildung 5.2.: ND (links) und PFD (rechts) für die Simulatoruntersuchungen

Auf dem ND wurde dem Piloten die in Abbildung 5.2 links abgebildete Darstellung präsentiert. Diese beinhaltet ausschließlich die Standardanzeige von Kurs, Position und Entfernungsmarkierungen sowie dem umgebenden Gelände. Der Soll-Flugpfad der jeweiligen Aufgabe wurde im ND nicht dargestellt.

Abbildung 5.2 rechts zeigt beispielhaft das während der Untersuchung standardmäßig dargestellte PFD. Die Anzeige enthält dabei alle Elemente der normalen Fluglageanzeige eines PFD. Abgewandelt wurde allerdings die Nickwinkelanzeige: Im Unterschied zur normalen Nickwinkelskala eines in Abbildung 2.13 illustrierten PFD wurde nur der

momentane Nickwinkel als digitale Anzeige links und rechts oberhalb des Längsachsenreferenzsymbols angezeigt. Dafür wurde der Himmel farblich diskret in 5°-Schritten abgestuft. Alle Flüge wurden im TRK-FPA Modus (siehe Abschnitt 2.3.3) geflogen, da die Anzeige des *Flight Path Vectors* das Abfliegen von perspektivisch dargestellten Soll-Flugpfaden stark erleichtert [Mul99]. Da der Soll-Flugpfad nicht im ND angezeigt wurde und es weiterhin auch keine Vorbesprechung des kommenden Flugverfahrens anhand von Flugkarten oder Ähnlichem gab, war die perspektivische Flugpfadanzeige im PFD die einzige Informationsquelle über die aktuelle Flugaufgabe. Dies sollte eine erhöhte Arbeitsbelastung für den Piloten erzeugen, bei der er sich fast ausschließlich auf das PFD konzentrieren muss. Außerdem sollte damit überprüft werden, ob alle für die Durchführung der Aufgabe notwendigen Informationen in der perspektivischen Flugpfadendarstellung vorhanden sind.

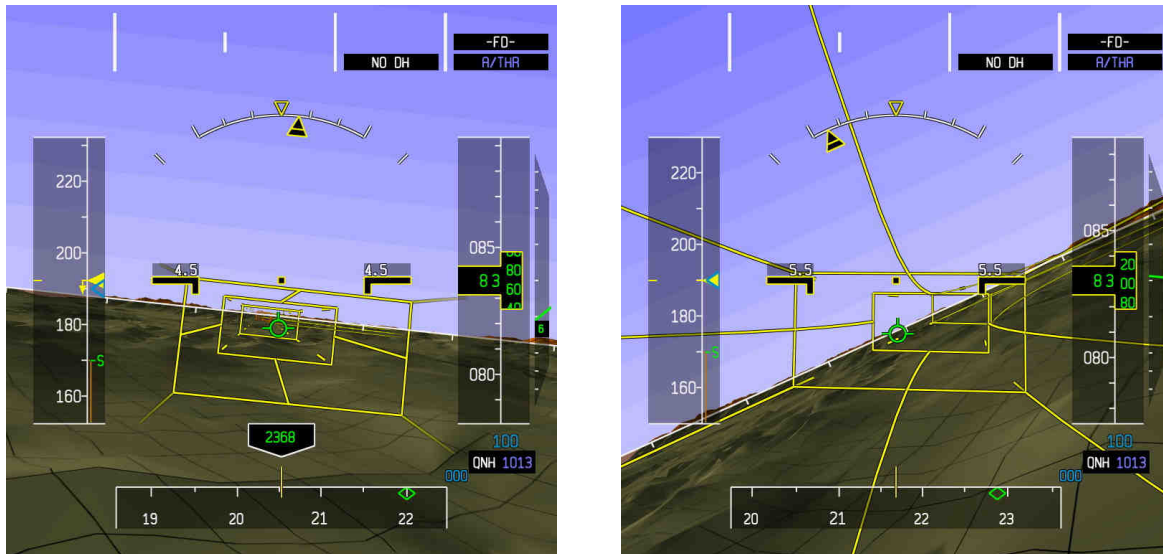


Abbildung 5.3.: Standardanzeige auf der Geraden (links) und in der Kurve (rechts)

Als standardmäßige Anzeige der Nominal-Trajektorie für den Anwendungsfall „konstanter Soll-Bahnazimut“ (siehe Abschnitt 3.1.2) – also den Geradeausflug – und „momentane Position in vordefinierten Differenzbereichen zum Soll-Flugpfad“ (siehe Abschnitt 3.1.3) mit einem Differenzbereich von ± 100 m horizontal und ± 80 m vertikal wurde die in Abbildung 5.3 links angezeigte Darstellung zu Grunde gelegt:

- Rechteckquerschnitt mit einer Breite von 80 m und einer Höhe von 40 m (siehe Abschnitt 3.2.1),
- Rotation des Querschnitts um den Soll-Rollwinkel (siehe Abschnitt 3.2.1.2),
- gelbe Farbe vor schwarzem Hintergrund als Kontrast (siehe Abschnitte 3.2.2 und 3.2.3),
- verhinderte relative Längsbewegung und Anzeige von drei Querelementen mit zeitlich konstantem Abstand von $1\frac{1}{2}$, 3 und 6 Sekunden vor der momentanen Flugzeugposition (siehe Abschnitt 3.2.6),
- Anzeige von gestrichelten Längselementen entlang den vier Ecken der Rechteckquerschnitte mit einer Strichlänge von 50 m und einem Abstand von 250 m (siehe Abschnitt 3.2.6),
- Verbindung der vier Seitenmittelpunkte des ersten und zweiten Elements ($1\frac{1}{2}$ s und 3 s) durch Längselemente als visuelle Ablagereferenz (siehe Abschnitt 3.2.8),
- Sichtweite der Längselemente auf 2000 m in der Ferne und 100 m in der Nähe beschränkt bei einer linearen Ausblendlänge von 100 m (siehe Abschnitt 3.2.4),

- hyperbolischer Übergang von einer minimalen Linienstärke von 0,7 zu einer maximalen Linienstärke von 2,5 Bildpunkten (siehe Abschnitt 3.2.5),
- Schattenwurf der kommenden 1000 m des Soll-Flugpfades als Geländereferenz und Rechteckraster als Geländetextur (siehe Abschnitt 3.2.7),
- planare Projektion mit einem Sichtwinkel von 60° (siehe Abschnitt 3.6),
- keine adaptiven Flugpfadparameter (siehe Abschnitt 3.3) oder adaptive Blickrichtung (siehe Abschnitt 3.5.1),
- implizite, orangefarbene Darstellung des Überleitbogens zwischen Geraden und Kurven durch je ein Querelement zu Beginn und Ende des Überleitbogens und Längselemente in den Ecken und den Mitten der Querschnittsseiten (siehe Abschnitt 3.4.2),
- keine Darstellung von präziierten Fluglageinformationen (siehe Abschnitt 3.5.3).

Für den Anwendungsfall „konstante Änderung des Soll-Bahnazimut“ (siehe Abschnitt 3.1.2) – also den Kurvenflug – und „momentane Position in vordefinierten Differenzbereichen zum Soll-Flugpfad“ (siehe Abschnitt 3.1.3) mit einem Differenzbereich von ± 100 m horizontal und ± 80 m vertikal wurde die Darstellung, wie in Abbildung 5.3 illustriert, folgendermaßen variiert:

- Sichtweite der Kurvenlängselemente bis zu 6000 m vor der momentanen Position, jedoch frühestens ab dem Ende des Einleitbogens (siehe Abschnitt 3.2.4),
- Anzeige von Längselementen in den vier Ecken und den Seitenmittelpunkten von der momentanen Position bis zum ersten Querelement für zusätzliche Informationen im Kurvenflug.

Bei einer Ablage von mehr als 100 m horizontal oder 80 m vertikal wurde für den Anwendungsfall „momentane Position in vordefinierten Differenzbereichen zum Soll-Flugpfad“ (siehe Abschnitt 3.1.3) generell ein in den Ecken verbundener Rechteckquerschnitt gleichen Ausmaßes und mit relativer Längsbewegung angezeigt. Die Abstände der Querelemente betragen 500 m. Die Anzeige wurde bei den erwähnten Ablagen nicht abrupt umgeschaltet, sondern überblendet.

Die Umgebung von Reno, Nevada wurde für alle Szenarien als Basis der Außensichtsimulation ausgewählt, da das Gelände relativ bergig ist und Daten in sehr guter Qualität zur Verfügung stehen. Alle Flüge fanden zur Abenddämmerung bei wolkenloser Witterung und ohne Windeinfluss statt.

5.2.3. Auswahl der Untersuchungsinhalte

Um alle in Kapitel 3 beschriebenen Konzepte und deren mögliche Kombination erschöpfend zu untersuchen, bedürfte es einer Vielzahl von Untersuchungen. Deshalb wurde der Fokus bei der Auswahl der zu evaluierenden Aspekte vor allem auf die Kurvenerleitung und den Kurvenflug gelegt. Als Teilaspekt sollte außerdem die adaptive Flugpfaddarstellung untersucht werden. Die verschiedenen Versuche sind in den folgenden Abschnitten 5.3-5.7 beschrieben.

5.2.4. Ablauf eines Versuchs

Der Ablauf eines Untersuchungsdurchlaufs und eine ungefähre Übersicht über die Dauer der Untersuchung ist in Tabelle 5.2 ersichtlich. Nach der Begrüßung und einer ausführlichen Einführungspräsentation wurde den Probanden ausreichend Zeit eingeräumt, sich mit der Simulationsumgebung vertraut zu machen. Die ersten drei Versuche wurden in zufälliger Reihenfolge durchgeführt; abgeschlossen wurde die Untersuchung mit dem Versuch

„Anflugverfahren“. Optional schloss sich an die Untersuchung eine Demonstration der non-planaren Projektion an. Inklusive Pausen dauerte ein Versuchsdurchlauf etwa 5½ Stunden.

Begrüßung und Einführungspräsentation		45 min
Eingangsfragebogen (Anhang A.2.1)		5 min
Familiarisierung im Simulator		40 min
Versuch: Kurveneinleitung	Video	15 min
	Simulator	30 min
Versuch: Adaptive Blickrichtung		30 min
Versuch: Differenzmethode und adaptive Transparenz		30 min

Versuch: Anflugverfahren		80 min
Demonstration: non-planare Projektion		30 min

Tabelle 5.1.: Versuchsabfolge eines Untersuchungsdurchlaufes

5.2.5. Datenreduktion und Auswertung

Da die Daten während der Flüge mit einer Rate von 40 Hz aufgezeichnet wurden, würde dies zu einer sehr großen Datenmenge für die Analyse führen. Aus diesem Grund wurden die relevanten Daten zu Parametern zusammengefasst, die die Charakteristik eines Fluges wiedergeben.

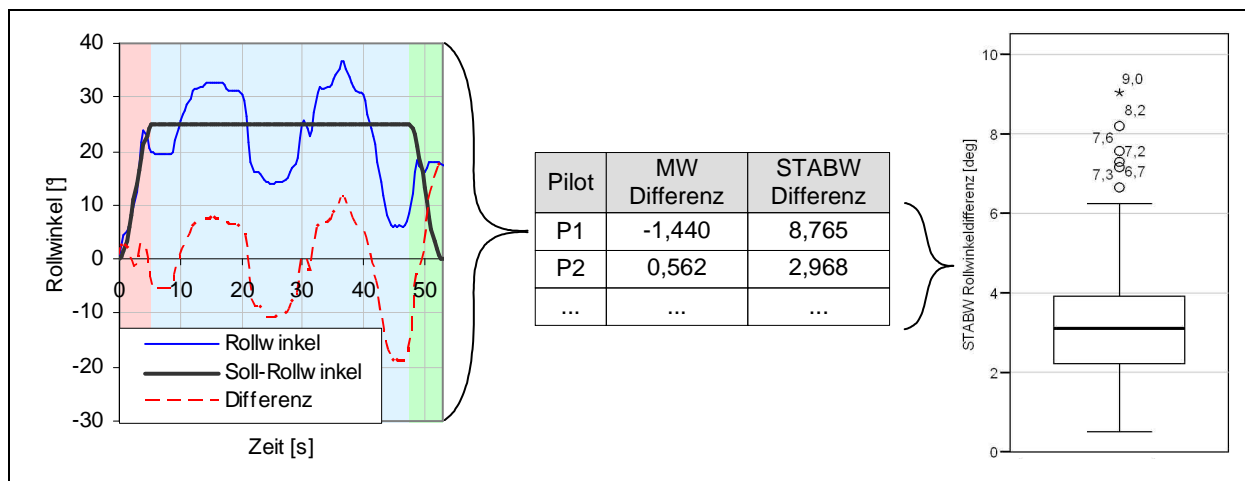


Abbildung 5.4.: Datenreduktion und Auswertung

Abbildung 5.4 zeigt das Vorgehen anhand des Parameters „Differenz zwischen Soll- und Ist-Rollwinkel“ exemplarisch. Das Diagramm links stellt den Verlauf des Rollwinkels von Pilot P1 als blaue Linie im Vergleich zum Soll-Rollwinkel als schwarze Linie dar. Die Differenz der beiden ist als rote gestrichelte Linie aufgetragen. Die Untersuchung wurde im Allgemeinen getrennt für die Kurveneinleitung (im Diagramm rot hinterlegt) und den Kurvenflug (im Diagramm blau hinterlegt) durchgeführt, um mögliche Auswirkungen der unabhängigen Variablen gezielt analysieren zu können.

In die statistische Untersuchung eines Parameters gingen nicht alle Werte eines Fluges ein, sondern der jeweilige Mittelwert (MW) und die Standardabweichung (STABW) als Maßzahlen für einen Flug. Die Werte der Tabelle in der Mitte von Abbildung 5.4 belegen für P1 einen im Schnitt zu niedrigen Rollwinkel und eine relativ hohe Streuung des Rollwinkels. Die Verteilung der Maßzahlen aller Piloten stellte dann die Grundlage der statistischen Auswertung dar. In Abbildung 5.4 rechts ist die Verteilung der Standardabweichung der

Rollwinkeldifferenz aller Piloten als Box-Diagramm dargestellt. Die Interpretation der in dieser Arbeit verwendeten Box-Diagramme ist in Anhang A.3.1 beschrieben.

5.3. Kurveneinleitung, Video

Ein Schwerpunkt der Simulatoruntersuchungen war die in Abschnitt 3.4 diskutierte Verdeutlichung der Transition zwischen Geraden und Kurvensegmenten. Im Wesentlichen sollten die Einflüsse von expliziter und impliziter Darstellung, Rotation der Elemente in der Kurve und des Sichtwinkels evaluiert werden. Die Untersuchung des Übergangsbogens umfasste zum einen die in Abschnitt 5.4 beschriebene Evaluierung mittels aktiven Fliegens im Simulator und die hier beschriebene Untersuchung durch die Nutzung vorher aufgezeichneter Videos. Nach [Wie05] sind folgende Vorteile dieser Methode gegenüber dem aktiven Fliegen zu erwähnen:

- Der Proband ist nicht durch die Tätigkeit des Fliegens abgelenkt und kann sich ausschließlich auf die Elemente des Kurvenübergangs konzentrieren.
- Die Simulationsumgebung und die dargestellte Flugsituation (Position, Fluglage, etc.) sind bei allen Probanden identisch.

5.3.1. Versuchsaufbau

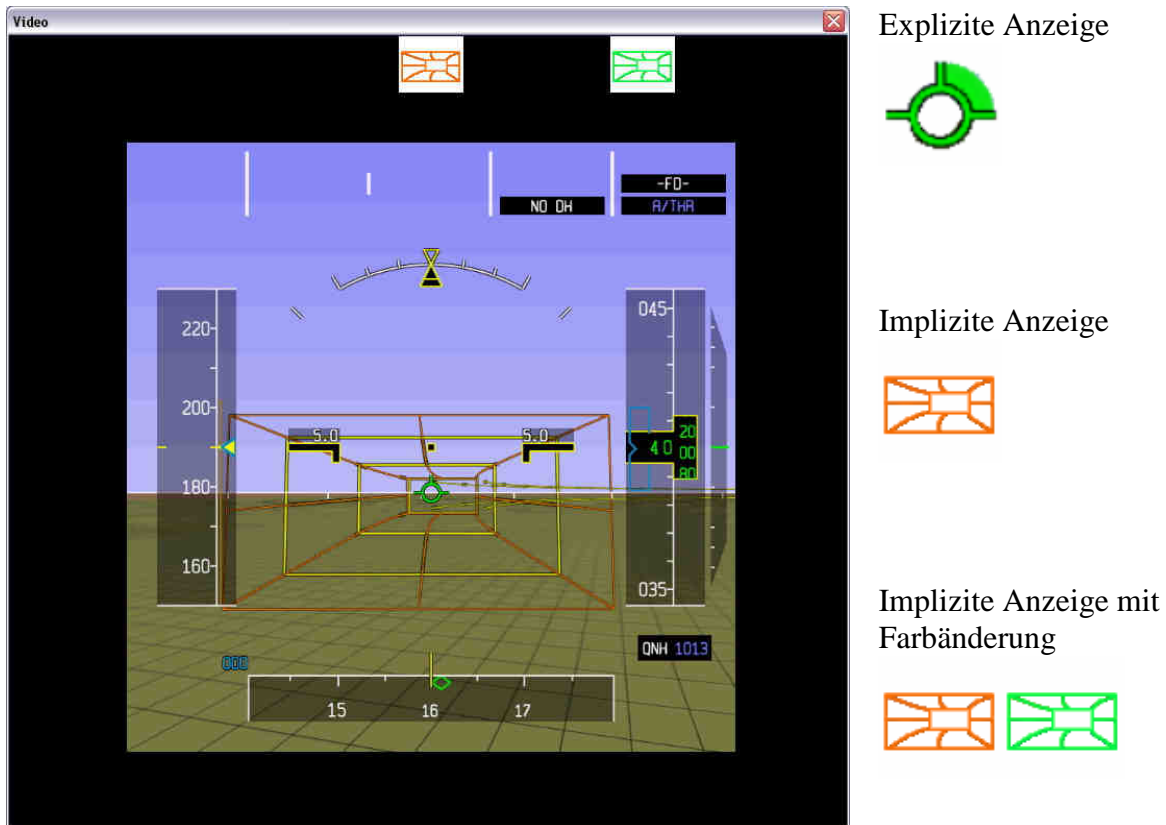


Abbildung 5.5.: Videoapplikation (links) und Hinweissymbole (rechts)

An einem tragbaren Rechner wurde den Probanden in einer eigens für diesen Versuch entwickelten Applikation eine Reihe von Videos vorgeführt. Diese zeigten, wie in Abbildung 5.5 links illustriert, den jeweils gleichen Anflug auf ein Übergangselement von einer Geraden in eine Kurve bei wechselnden Darstellungskonzepten, wobei das Flugzeug nicht die Kurve einleitete, sondern weiter geradeaus flog. Außerdem wurde die Dauer des Anfluges bis zur Kurveneinleitung im Bereich von 8 s bis 13 s variiert, um eine Gewöhnung an die Anflugdauer zu verhindern. Im oberen Bereich des Bildschirmfensters wurde dem Probanden

angezeigt, ob und welche graphischen Zusatzelemente bei dem jeweiligen Video zu erwarten waren. Dies waren im Einzelnen wie in Abbildung 5.5 rechts angezeigt:

- die explizite Darstellung des Übergangsbogens, bei der die Zu- oder Abnahme des Soll-Rollwinkels im Bereich der Kurvenein- oder -ausleitung mittels eines grünen Kreissegmentes nach links oder rechts am *Flight Path Vector* Symbol angezeigt wurde,
- die implizite Visualisierung, die den instationären Übergangsbogen durch ein Start- und Endelement sowie deren Längsverbinding markierte, und
- die implizite Anzeige mit Farbänderung, die zusätzlich zur impliziten Visualisierung die Farbe im Moment des Eintretens in den Übergangsbogen von Orange zu Grün wechselte.

Der Proband sah sich jeweils ein Video an und sollte per Tastendruck den Punkt markieren, an dem er mit der Kurveneinleitung beginnen würde. Die Videolaufzeit bis zum Tastendruck wurde gespeichert und konnte dann mit der Laufzeit des errechneten Soll-Einleitzeitpunktes verglichen werden. Die Differenz Δt der beiden Werte wurde als abhängige Variable ausgewertet. Nach dem Tastendruck wurde das aktuelle Video ausgeblendet, ohne dem Probanden eine Rückmeldung über die erreichte Genauigkeit zu geben. Das nächste Video konnte dann per Mausklick gestartet werden. Die Reihenfolge der Videos wurde über die Probanden hinweg randomisiert, um die Störvariable des Trainingseffektes zu minimieren.

5.3.1.1. Probandenkollektiv

Die Anzahl der Probanden belief sich auf zehn männliche Piloten. Davon hatten vier Piloten den Rang eines Kapitäns, zwei den eines „erfahrenen“ ersten Offiziers (*Senior First Officer*) und drei den eines ersten Offiziers; ein Pilot arbeitete als Fluglehrer. Die durchschnittlich absolvierten Flugstunden bewegten sich um 7000, wobei über 40% der Piloten jeweils mehr als 8000 Flugstunden vorweisen konnten. Das Alter bewegte sich zwischen 31 und 53 Jahren bei einem Durchschnittsalter von 38 Jahre. Die Palette der Flugzeugtypen, mit denen die Piloten Erfahrungen hatten, schloss die Muster Cessna C172, Piper PA18, Beechcraft BE36 und BE58, Dornier DO228, de Havilland DHC-8, Douglas DC8, McDonnell Douglas DC10 und MD11, Airbus A300, A310, A319, A320, A321 und A340, Boeing B737 und B747 ein, wobei nur drei Probanden Erfahrungen auf Airbusflugzeugen hatten. Alle Probanden nahmen ohne Bezahlung an der Versuchsreihe teil.

5.3.1.2. Darstellung

Die Grunddarstellung entsprach der Standardanzeige nach 5.2.2, mit der Ausnahme, dass die Querschnittselemente nicht um den Soll-Rollwinkel rotiert wurden und im Kurvenflug nicht die zusätzlichen Längselemente in den vier Ecken und den Seitenmittelpunkten von der momentanen Position bis zum ersten Querelement angezeigt wurden. Die variierten Inhalte sind im Folgenden beschrieben.

5.3.1.3. Unabhängige Variablen

Zwei unabhängige Variablen mit fünf bzw. vier Zuständen wurden während des Versuchs variiert. Die Variationen der unabhängigen Variablen sind in Anhang A.1.1 abgebildet.

- Die Art der Verdeutlichung des Kurveneinleitzeitpunktes wurde folgendermaßen verändert:
 - keine zusätzliche Anzeige,
 - keine zusätzliche Anzeige, aber Rotation der Querschnittselemente um den Soll-Rollwinkel,

- explizite Anzeige (siehe Abschnitt 5.3.1),
- implizite Anzeige (siehe Abschnitt 5.3.1),
- implizite Anzeige mit Farbänderung (siehe Abschnitt 5.3.1).
- Der Sichtwinkel und die Projektionsart wurden wie folgt variiert:
 - 60°, planare Projektion,
 - 100°, planare Projektion,
 - 150°, planare Projektion,
 - 150°, sphärisch-äquidistante Projektion.

Die Variation der unabhängigen Variablen führte zu 20 Konditionen. Jede dieser Konditionen wurde dem Probanden je zweimal mit unterschiedlicher Anflugdauer präsentiert, so dass ihm insgesamt 40 Videos vorgeführt wurden.

5.3.1.4. Hypothesen

Die Hypothesen, die in diesem Versuch untersucht werden sollten, leiten sich aus den Überlegungen zur Kurvenerin- und -ausleitung aus Abschnitt 3.4 ab.

- H1 Im Falle keiner zusätzlichen Anzeige des Einleitzeitpunktes verbessert die Rotation das Erkennen des Einleitzeitpunktes.
- H2 Alle zusätzlichen Anzeigen des Einleitzeitpunktes verbessern die Einleitgenauigkeit.
- H3 Die implizite Anzeige mit Farbänderung und die explizite Darstellung zeigen vergleichbare Ergebnisse und schneiden am besten ab.
- H4 Große Sichtwinkel verbessern die Genauigkeit.

5.3.2. Ergebnisse

Kurvenübergang	
Zeitdifferenz [s]	Differenz zwischen dem Soll-Zeitpunkt der Kurvenerinleitung und dem vom Piloten gewählten

Tabelle 5.2.: Berücksichtigter Parameter eines Versuchs

Die in diesem Versuch analysierte abhängige Variable war die Zeitdifferenz zwischen dem Soll-Zeitpunkt der Kurvenerinleitung und dem von den Piloten markierten Zeitpunkt, an dem sie mit der Kurvenerinleitung beginnen würden.

	Zeitdifferenz
Konzept der Darstellung	++
Sichtwinkel und Projektion	++

Tabelle 5.3.: Überblick über die statistische Auswertung (Signifikanzniveau des Einflusses der unabhängigen Variablen: $p \leq 0,01$ (++) ; $0,01 < p \leq 0,05$ (+) ; $0,05 < p \leq 0,10$ (o))

Tabelle 5.3 gibt einen Überblick über die Ergebnisse der Analyse. Die Symbole stellen dabei das Signifikanzniveau des Einflusses einer unabhängigen Variable auf die abhängigen Variablen wie folgt dar: $p \leq 0,01$ (++) ; $0,01 < p \leq 0,05$ (+) ; $0,05 < p \leq 0,10$ (o).

Die Ergebnisse wurden nach den in Abschnitt 5.2.1 beschriebenen Verfahren für jede unabhängige Variable untersucht. Die statistischen Auswertungen des Versuches sind in Anhang A.3.2 ausführlich dokumentiert. Für die Untersuchung der Kurvenerinleitung am Rechner und im Simulator wurde ein gemeinsamer Fragebogen verwendet. Dessen Auswertung befindet sich in Abschnitt 5.4.

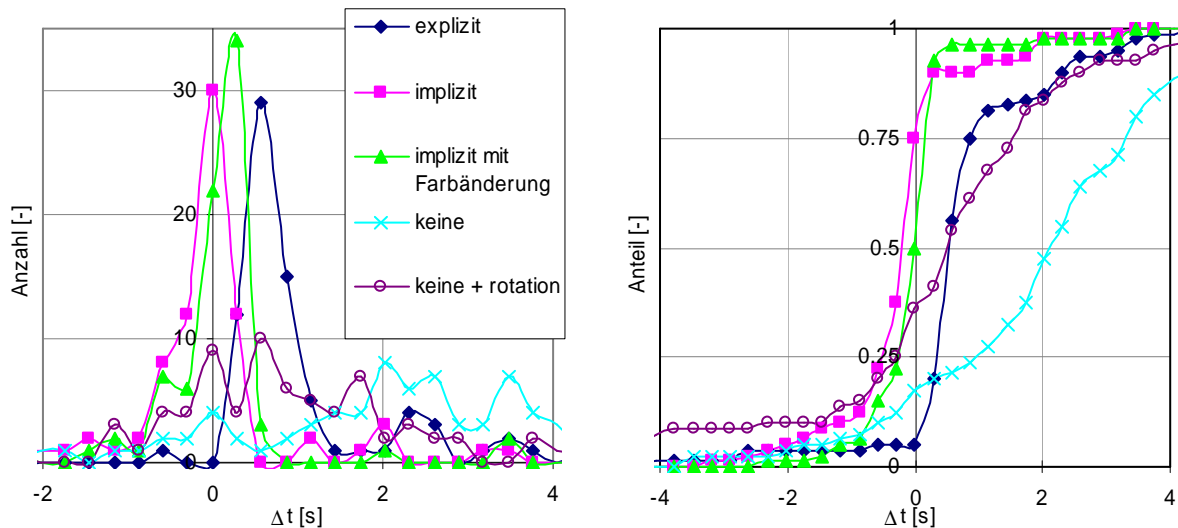


Abbildung 5.6.: Histogramm und Summenfunktion gruppiert nach „Art der Verdeutlichung des Kurvenerleitzeitpunktes“

Anhand des Histogrammes und der Summenfunktion in Abbildung 5.6 wird deutlich, dass die Zeitdifferenzen für die drei Konzepte „explizit“, „implizit“ und „implizit mit Farbänderung“ verstärkt im Bereich der Soll-differenz von 0 Sekunden zu finden sind. Im Falle keiner zusätzlichen Anzeige des Einleitzeitpunktes sind die Verteilungen flacher, die Summenfunktionen steigen langsamer an. Wenn außerdem noch die Indikation der Kurvenerleitung durch die Rotation der Querelemente fehlt, leiten die Probanden die Kurve deutlich zu spät ein.

Die für die ANOVA-Varianzanalyse geforderte Normalverteilung ist nicht für alle Konzepte gegeben (A.3.2.1). Da dieser Test jedoch als robust gegen das Nichteinhalten der Voraussetzungen gilt, wurde er trotzdem durchgeführt. Die Ergebnisse belegen, dass zwischen den Gruppen signifikante Unterschiede bestehen ($p < 0,01$). Ein anschließender TUKEY-HSD-Test identifiziert die Unterschiede zwischen den Gruppen. Demnach zeigen alle Gruppen einen signifikanten Unterschied zum Konzept ohne jegliche Anzeige des Kurvenerleitzeitpunktes. Anhand von Abbildung 5.6 lässt sich erkennen, dass mit diesem Konzept der Zeitpunkt der Kurvenerleitung am ungenauesten zu erkennen ist. Die Konzepte „implizite Anzeige“ und „implizite Anzeige mit Farbänderung“ unterscheiden sich untereinander nicht signifikant. Die explizite Darstellung wird vom TUKEY-HSD-Test mit der Darstellung des Kurvenerleitzeitpunktes durch Rotation der Querelemente in eine homogene Untergruppe gruppiert. Der KRUSKAL-WALLIS-Test, der im Falle mangelnder Voraussetzungen für den ANOVA-Test angewendet wird, stützt die Ergebnisse des ANOVA-Tests auf signifikante Unterschiede zwischen den Gruppen (A.3.2.1).

Es lässt sich zusammenfassen, dass die explizite und die implizite Darstellung mit bzw. ohne Farbänderung klare Vorteile bezüglich des Situationsbewusstseins bei der Kurvenerleitung zeigen. Das Histogramm zeigt für alle drei Konzepte starke Ausschläge im Bereich des Sollzeitpunktes, wobei die implizite Darstellung mit Farbänderung durch die Kombination aus Vorausschau und diskreter Anzeige des Übergangs die besten Ergebnisse erzielt. Scheinbar wurde für die explizite Anzeige und die Farbänderung die Reaktionszeit nicht richtig berücksichtigt, weshalb der Ausschlag der expliziten Darstellung um etwa 0,5 s verschoben ist. Dies fällt bei der impliziten Darstellung mit Farbänderung weniger ins Gewicht, da hier eine bessere Voraussicht gewährleistet wird. Die Verdeutlichung des Übergangs alleine durch die Rotation der Querelemente bringt zwar eine signifikante

Verbesserung gegenüber gar keiner Indikation, ist jedoch im Vergleich zu den anderen Konzepten deutlich ungenauer.

Die Verteilungs- und die Summenfunktion der Ergebnisse gruppiert nach Sichtwinkel und Projektionsart zeigen weniger starke Unterschiede wie bei einer Gruppierung nach der Art der Darstellung der Transition. Die größten Ausschläge sind bei allen Konzepten im Bereich zwischen 0 und 1.5 s zu finden. In der in Abbildung 5.7 rechts dargestellten Summenfunktion sind jedoch Unterschiede zu erkennen.

Da wiederum nicht für alle Gruppierungen eine Normalverteilung angenommen werden kann (A.3.2.2), darf bei der statistischen Auswertung ebenfalls der ANOVA-Test im Grunde nicht durchgeführt werden. Der stattdessen durchgeführte KRUSKAL-WALLIS-Test belegt deutlich, dass zwischen den Gruppen Unterschiede herrschen (A.3.2.2). Wie im vorangegangenen Beispiel wurde der ANOVA-Test trotzdem durchgeführt. Dieser zeigt ebenfalls, dass die Gruppen sich unterscheiden. Der anschließende TUKEY-HSD-Test dokumentiert keine signifikanten Unterschiede zwischen 150° sphärisch-äquidistanter Darstellung und 100° planarer Projektion. Diese können also als eine Gruppe aufgefasst werden. Zwischen dieser und den anderen beiden Gruppen herrschen jedoch signifikante Unterschiede, was aus der Summenfunktion in Abbildung 5.7 rechts deutlich wird.

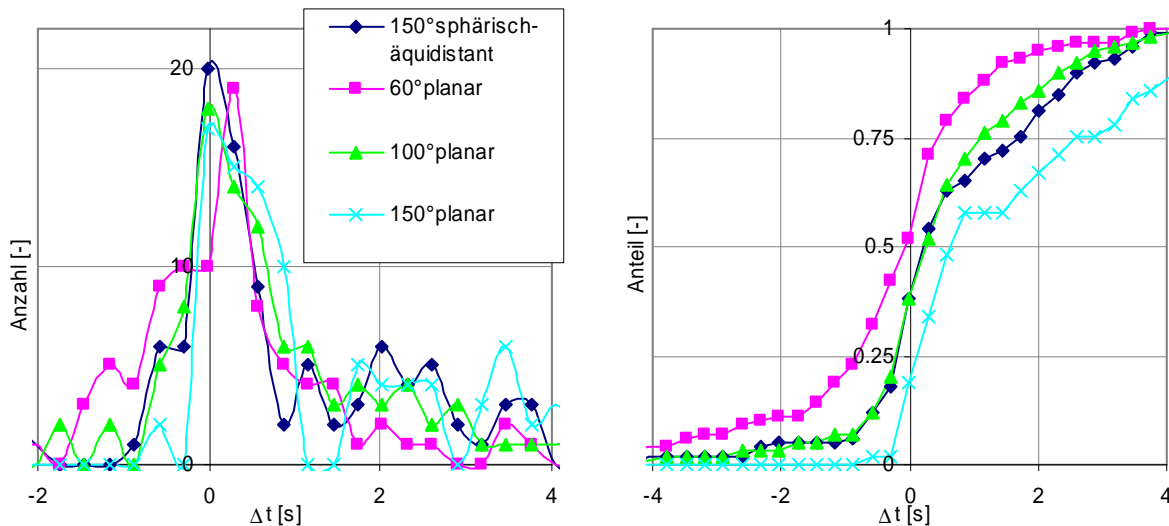


Abbildung 5.7.: Histogramm und Summenfunktion gruppiert nach „Sichtwinkel und Projektionsart“

Statistisch lassen sich die vier Gruppen also in drei unterschiedliche Gruppen aufteilen. Die 150° planare Projektion schneidet am schlechtesten ab; die Kurve wird bei diesem Konzept zu spät eingeleitet. Bei der 60° und 100° planaren Projektion ist bezüglich der Güte nur schwer eine Aussage zu treffen; der zu bevorzugende Sichtwinkel liegt wahrscheinlich dazwischen bei etwa 75°. Interessant ist weiterhin, dass bei der sphärisch-äquidistanten Projektion mit einem Sichtwinkel von 150° fast dieselben Ergebnisse erzielt werden, wie bei der planaren Projektion mit einem Sichtwinkel von 100°. Das bedeutet, dass mit der sphärisch-äquidistanten Projektion bei großen Sichtwinkeln ein 1,5-fach größerer Sichtbereich bei gleicher Genauigkeit bezüglich der Kurvenerleitung möglich ist.

5.3.3. Diskussion

Die Hypothesen H1 und H2 wurden bestätigt: allein die Rotation der Querelemente verbessert schon das Erkennen des Einleitpunktes; eine zusätzliche Anzeige des Übergangsbogens zeigt klar positive Auswirkungen. Hypothese H3 trifft nur bedingt zu. Positive Auswirkungen der

Farbänderung sind nicht nachweisbar. Die explizite Darstellung zeigt größere Zeitdifferenzen, die jedoch durch das Anpassen der Reaktionszeit minimiert werden könnten. Die Hypothese H4 muss tendenziell abgelehnt werden. Bei der planaren Projektion liegt der zu bevorzugende Sichtwinkel im Bereich von etwa 75° ; größere Sichtwinkel verschlechtern die Genauigkeit. Positiv wirkt sich bei großen Sichtwinkeln die sphärisch-äquidistante Projektion aus, bei der der Einleitzeitpunkt besser erkannt wird, als bei der planaren Projektion.

Eine weitere Diskussion zu diesem Versuch ist mit der Diskussion zur Untersuchung der Kurveneinleitung im Simulator in Abschnitt 5.4.3 zusammengefasst.

5.4. Kurveneinleitung, Simulator

Zusätzlich zur Untersuchung der Kurveneinleitung mittels aufgezeichneter Szenen in Abschnitt 5.3 wurden verschiedene Einflussfaktoren bei der Erkennung des korrekten Zeitpunktes zur Einleitung des Übergangsbogens mittels aktiven Fliegens im Simulator untersucht. Vorteile dieser Untersuchungsmethode sind nach [Wie05] unter anderem:

- Der Proband befindet sich in einer annähernd realtypischen Aufgabensituation, da er primär mit der Flugzeugführung befasst ist.
- Aufgezeichnete Flugzustandsdaten können für eine objektive Auswertung benutzt werden.

Außerdem können neben dem Erkennen des Einleitzeitpunktes auch andere Daten wie die Dauer des Rollvorganges und die Diskrepanzen zum Soll-Rollwinkel oder die Auswirkungen verschiedener Konzepte auf den anschließenden Kurvenflug untersucht werden.

5.4.1. Versuchsaufbau

Bei einer Geschwindigkeit von 200 Knoten unkorrigierter Eigengeschwindigkeit (*Indicated Airspeed*, IAS) näherte sich das Flugzeug einer ebenen Linkskurve mit einem Azimutwechsel von 60° . Der Autopilot wurde für die Steuerung der Geschwindigkeit verwendet. Die Startposition befand sich jeweils zwischen 13 s und 26 s vor dem Einleitpunkt des Kurvenüberganges, um eine Gewöhnung an die Anflugdauer zu verhindern. Außerdem hatte das Flugzeug in der Ausgangsposition stets eine horizontale Ablage von ± 10 m und einen Bahnwinkelfehler von $\pm 2^\circ$. Diese Fehler wurden so kombiniert, dass sich das Flugzeug stets auf die Soll-Trajektorie zu bewegte. Der Pilot musste die Fehler auf dem Weg zum Kurveneinleitpunkt egalalisieren, dann die Kurve einleiten, den Kurvenflug durchführen und die Kurven am geeigneten Zeitpunkt ausleiten. Jeder Testpunkt wurde bis einige Sekunden nach der Kurvenausleitung auf den neuen Bahnkurs durchgeführt. Danach wurde umgehend der nächste Testpunkt geladen und durchgeführt.

Nach der Durchführung der Versuche zur Kurveneinleitung mittels Video und im Simulator wurde dem Probanden ein elektronischer Fragebogen präsentiert, den er an einem Laptop-Rechner ausfüllte. Der Fragebogen ist dieser Arbeit in Anhang A.2.2 angefügt.

5.4.1.1. Probandenkollektiv

Das Probandenkollektiv war identisch mit dem in Abschnitt 5.3.1.1 beschriebenen.

5.4.1.2. Darstellung

Die Grunddarstellung entsprach der Standardanzeige nach 5.2.2, ebenfalls mit der Ausnahme, dass im Kurvenflug nicht die zusätzlichen Längselemente in den vier Ecken und den Seitenmittelpunkten von der momentanen Position bis zum ersten Querelement angezeigt wurden. Die variierten Inhalte werden im Folgenden beschrieben.

5.4.1.3. Unabhängige Variablen

Drei unabhängige Variablen wurden während des Versuchs variiert. Die Variationen der unabhängigen Variablen sind in Anhang A.1.2 abgebildet.

- Die Querschnittselemente im Kurvenbereich konnten folgende Zustände einnehmen:
 - nicht rotiert,
 - rotiert um den Soll-Rollwinkel.
- Wie in Abschnitt 5.3 wurde die Art der Verdeutlichung des Kurveneinleitzeitpunktes folgendermaßen verändert:
 - keine zusätzliche Anzeige,
 - explizite Anzeige (siehe Abschnitt 5.3.1),
 - implizite Anzeige (siehe Abschnitt 5.3.1),
 - implizite Anzeige mit Farbänderung (siehe Abschnitt 5.3.1).
- Der Sichtwinkel wurde variiert zwischen
 - 60° und
 - 100°.

Die Variation der unabhängigen Variablen führte zu 16 Testpunkten. Jeder dieser Testpunkte wurde von jedem Probanden ein Mal mit unterschiedlicher Anflugdauer abgeflogen.

5.4.1.4. Hypothesen

Die Hypothesen, die in diesem Versuch untersucht werden sollten, leiten sich im Wesentlichen aus den Überlegungen zur Kurvenein- und -ausleitung aus Abschnitt 3.4 ab.

- H1 Die Rotation der Querelemente führt zu kleineren Rollwinkelfehlern während des Übergangsbogens und weniger Steuereingaben während des Kurvenfluges.
- H2 Alle zusätzlichen Anzeigen des Einleitzeitpunktes führen zu kleineren Ablagen während des Übergangsbogens.
- H3 Die implizite Anzeige mit oder ohne Farbänderung führt zu kleineren Rollwinkelfehlern während des Übergangsbogens und weniger Steuereingaben während des Kurvenfluges.
- H4 Größere Sichtwinkel führen zu größeren Ablagen aber auch weniger Steuereingaben während des Kurvenfluges. Dies leitet sich aus der Überlegung ab, dass kleinere Sichtwinkel größere Geschwindigkeiten des visuellen Flussfeldes erzeugen und damit stärkere Korrekturmaßnahmen induzieren könnten.

5.4.2. Ergebnisse

Für die statistische Auswertung wurden die Daten, wie in Abschnitt 5.2.5 beschrieben, für die Transition und den stationären Kurvenflug gesondert analysiert, um die Auswirkungen der unabhängigen Variablen auf den Einleitvorgang und den anschließenden Kurvenflug genauer untersuchen zu können. Anstatt alle mit 40 Hz aufgezeichneten Daten für einen Flug auszuwerten, wurden die Mittelwerte (MW) und Standardabweichungen (STABW) von relevanten Parametern genutzt, um einen Flug zu charakterisieren. Die in Tabelle 5.4 aufgelisteten Parameter wurden bei der Auswertung berücksichtigt. Da die geflogene Kurve eine Linkskurve war, haben Ablagen in Richtung des Kurveninneren negative Vorzeichen.

Kurvenübergang	
Mittelwert der lateralen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgegenauigkeit (Der Mittelwert der Ablage ist auf geraden Segmenten wenig aussagekräftig; auf gekrümmten Segmenten ist dieser Parameter jedoch ein Indiz dafür, ob verstärkt auf der Kurveninnen- oder -außenseite geflogen wurde.)
Standardabweichung der lateralen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgegenauigkeit über den Verlauf des Fluges
Standardabweichung der Rollwinkeldifferenz [°]	Beurteilung der Genauigkeit der Kurveneinleitung
Stationärer Kurvenflug	
Mittelwert der lateralen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgegenauigkeit
Standardabweichung der lateralen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgegenauigkeit über den Verlauf des Fluges
Standardabweichung der lateralen Steuereingabe [-]	Beurteilung der Steueraktivität

Tabelle 5.4.: Berücksichtigte Parameter eines Fluges

5.4.2.1. Kurvenübergang

Für die Untersuchung der Mittelwerte der lateralen Ablage wurde das ANOVA-Verfahren verwendet. Da zu erwarten ist, dass die Standardabweichungen der lateralen Ablage und der Rollwinkeldifferenz χ^2 -verteilt sind, wurde hier der KRUSKAL-WALLIS-Test verwendet. Tabelle 5.5 gibt einen Überblick über die Ergebnisse der Analyse. Die numerischen Ergebnisse der Tests sind in Anhang A.3.3 tabellarisch aufgeführt.

	MW laterale Ablage	STABW laterale Ablage	STABW Rollwinkeldifferenz
Querschnitt	-	++	-
Konzept der Darstellung	-	-	++
Sichtwinkel	++	-	+

Tabelle 5.5.: Überblick über die statistische Auswertung (Signifikanzniveau des Einflusses der unabhängigen Variablen: $p \leq 0,01$ (++) ; $0,01 < p \leq 0,05$ (+) ; $0,05 < p \leq 0,10$ (o))

Die Diagramme in der linken Spalte von Abbildung 5.8 zeigen, dass die Rotation der Querschnittelemente um den Soll-Rollwinkel zwar keinen signifikanten Einfluss auf die Verteilung des Mittelwertes der lateralen Ablage hat, die Verteilung der Standardabweichung der lateralen Ablage eines Fluges sich jedoch signifikant ($p < 0,01$) zwischen beiden Gruppen unterscheidet. Im Fall rotierter Querschnitte streuen die Ablagen stärker um die Mittelwerte als bei nicht rotierten Querschnitten; die absoluten Ablagen sind also im Schnitt größer.

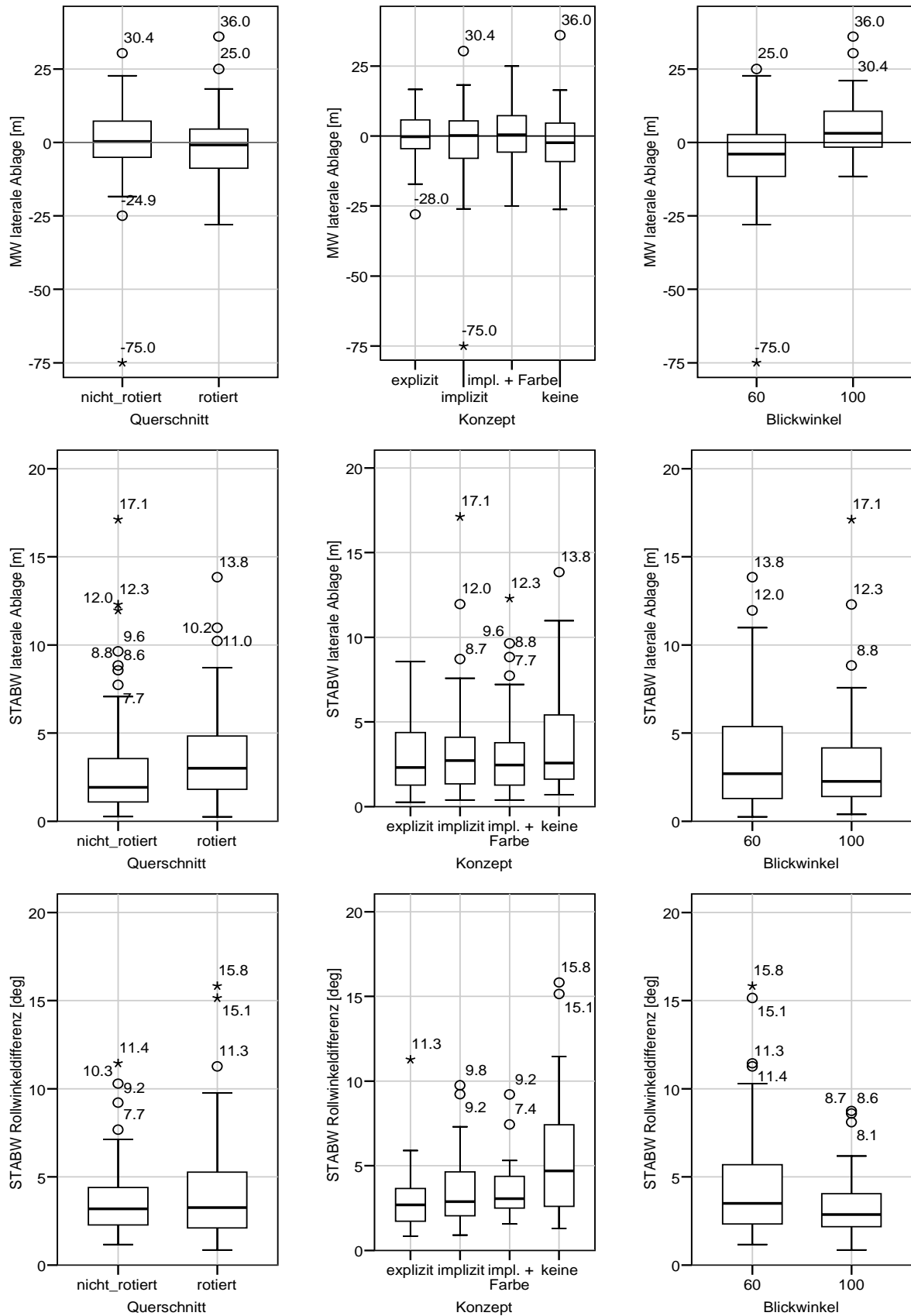


Abbildung 5.8.: Box-Diagramme für die analysierten Parameter des Kurvenübergangs

Die Art der Darstellung des Kurvenüberganges zeigt signifikante Auswirkungen auf die Standardabweichungen der Rollwinkeldifferenz ($p < 0,01$). Um die Unterschiede zwischen den

einzelnen Gruppen zu identifizieren, wurden zusätzliche KRUSKAL-WALLIS-Test durchgeführt (A.3.3). Diese zeigen, dass im Falle keiner zusätzlichen Darstellung des Kurvenübergangs die Streuung der Rollwinkeldifferenzen am größten ist. Das bedeutet, dass der Rollvorgang weniger exakt den Soll-Vorgaben folgt als bei den anderen Konzepten.

Die Wahl des Sichtwinkels hat signifikante Einflüsse auf den Mittelwert der lateralen Ablage ($p < 0,01$) und auf die Standardabweichung der Rollwinkeldifferenz ($p < 0,05$). Für einen Sichtwinkel von 60° liegt der Mittelwert der lateralen Ablagen aller Flüge mit etwa -5 m auf der Innenseite der Transition in eine Linkskurve. Bei einem Sichtwinkel von 100° tendierten die Piloten bei einer mittleren lateralen Ablage von +4 m verstärkt zur Außenseite des Überleitbogens. Dies legt die Vermutung nahe, dass im Falle eines 60° Sichtwinkels die Kurve etwas zu früh eingeleitet wurde, während sie beim 100° Sichtwinkel eher zu spät initiiert wurde. Es ist anzunehmen, dass eine Wahl des Sichtwinkels zwischen diesen beiden Werten zu bevorzugen ist, was sich mit den Ergebnissen der vorangegangenen Untersuchung per Video aus Abschnitt 5.3 deckt, bei der ebenfalls ein Sichtwinkel von etwa 75° erstrebenswert erschien. Bezüglich der Standardabweichung der Rollwinkeldifferenz zeigt interessanterweise der Sichtwinkel von 100° einen kleineren Mittelwert und eine kleinere Streuung der Werte. Dies bedeutet, dass der Rollvorgang hier exakter ausgeführt wurde.

5.4.2.2. Stationärer Kurvenflug

Für die Untersuchung der Mittelwerte der lateralen Ablage wurde das ANOVA-Verfahren verwendet; zur Untersuchung der Standardabweichungen der lateralen Ablage und der Rolleingaben wurde der KRUSKAL-WALLIS-Test verwendet. Tabelle 5.6 gibt einen Überblick über die Ergebnisse der Analyse. Abbildung 5.9 stellt die analysierten Parameter als Box-Diagramme dar. Die numerischen Ergebnisse der Tests sind in Anhang A.3.3 tabellarisch aufgeführt.

	MW laterale Ablage	STABW laterale Ablage	STABW Rolleingabe
Querschnitt	++	-	-
Konzept der Darstellung	-	-	+
Sichtwinkel	++	-	-

Tabelle 5.6.: Überblick über die statistische Auswertung (Signifikanzniveau des Einflusses der unabhängigen Variablen: $p \leq 0,01$ (++); $0,01 < p \leq 0,05$ (+); $0,05 < p \leq 0,10$ (o))

Für den stationären Kurvenflug zeigt die Rotation der Querschnittselemente einen signifikanten Einfluss auf die mittlere laterale Ablage ($p < 0,01$). Während bei nicht rotierten Elementen die mittlere Ablage mit +0,7 m fast exakt auf der Soll-Trajektorie liegt, ist sie bei rotierten Querelementen mit -13 m auf die Kurveninnenseite verschoben. Auf die beiden anderen untersuchten Parameter hat die Rotation der Querschnittselemente keinen nachweisbaren Einfluss.

Die Art der Verdeutlichung des Kurveneinleitpunktes hat auf die Pfadfolgenauigkeit keine nachweisbaren Auswirkungen. Bei den Steuereingaben zeigen sich jedoch signifikante Unterschiede zwischen den Gruppen ($p < 0,1$). Die KRUSKAL-WALLIS-Tests zwischen den einzelnen Gruppen weisen nach, dass zwischen der expliziten Darstellung und keiner zusätzlichen Verdeutlichung des Kurveneinleitzeitpunkts ein Unterschied besteht. So sind die Standardabweichungen der Rolleingabe bei der expliziten Anzeige signifikant kleiner als ohne Verdeutlichung ($p < 0,01$). Die beiden impliziten Darstellungen liegen zwischen den beiden anderen Konzepten und lassen sich nicht eindeutig einer der beiden Gruppen zuordnen.

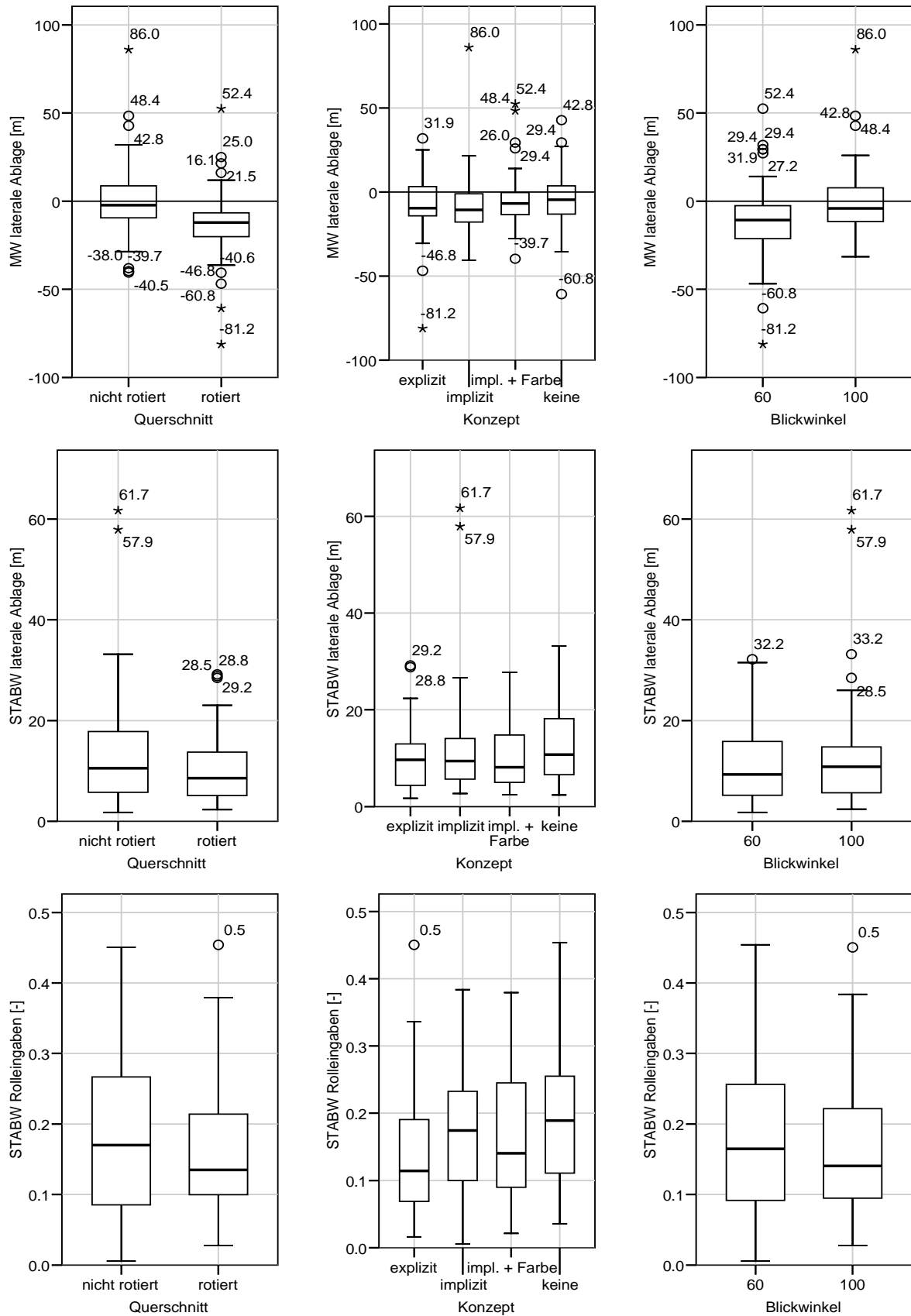


Abbildung 5.9.: Box-Diagramme für die analysierten Parameter des Kurvenfluges

Die Variation des Sichtwinkels zeigt in der Kurve signifikante Auswirkungen auf die Pfadfolgenauigkeit ($p < 0,01$). Die mittlere Ablage ist mit -0,7 m bei einem Sichtwinkel von

100° näher an der Soll-Trajektorie als bei einem 60°-Sichtwinkel. Hier beträgt die Ablage im Schnitt -11,9 m und liegt damit im Kurveninneren. Die anderen Parameter zeigen keine nachweisbaren Abhängigkeiten vom Sichtwinkel.

5.4.2.3. Fragebögen und Kommentare

Der Fragebogen, der nach den Untersuchungen der Kurveneinleitung am PC und im Simulator ausgefüllt wurde, ist in Anhang A.2.2 angefügt. Angaben der Piloten, wie Durchschnittswerte bei Skalenantworten sind dort ebenfalls zu finden. Eine zusätzliche Anzeige des Kurveneinleitzeitpunktes findet bei den Piloten ebenso starke Zustimmung wie die Rotation der Querschnittselemente um den Soll-Rollwinkel sowohl bei der Kurveneinleitung als auch während des Kurvenfluges. Die explizite Darstellung des Kurveneinleitzeitpunktes wurde nur durchschnittlich bewertet, da sie mittelmäßig stark von der eigentlichen Flugpfadanzeige ablenkt. Die beiden impliziten Darstellungsarten wurden beide ähnlich positiv und als wenig ablenkend bewertet, wobei die Anzeige ohne Farbänderung leicht bevorzugt wurde. Bei der abschließenden Frage nach der Kombination der Elemente wählten 80% eine der beiden impliziten Anzeigen; 50% der Piloten würde sich außerdem die Rotation der Querschnittselemente wünschen.

Während der Untersuchung äußerten sich einige Piloten kritisch bezüglich der expliziten Darstellung des Kurveneinleitzeitpunktes. Dadurch, dass sie Anzeige in den *Flight Path Vector* integriert und grün dargestellt wurde, könne der Eindruck einer Kommandoanzeige entstehen und zu Irritationen führen. Auch wurde mehrfach vorgeschlagen, eine optische Vorwarnung zu geben, wann die explizite Anzeige „umschlägt“. Die Farbänderung der impliziten Darstellung wurde mehrfach hervorgehoben, da dies ein zusätzliches Signal zur Verfügung stellt, dass „aus dem Augenwinkel heraus“ nutzbar ist. Bezüglich des Sichtwinkels herrschte Uneinigkeit unter den Piloten. Während manche die 60°-Anzeige wegen der größeren Darstellung der Elemente und der besseren Wahrnehmung der Relativbewegungen bevorzugten, zogen andere die 100°-Anzeige vor, weil diese „toleranter“ sei und weniger „Druck ausübe“.

5.4.3. Diskussion

Die Hypothese H1 konnte nicht bestätigt werden. Auswirkungen der Rotation auf Rollwinkelfehler oder Steuereingaben sind nicht nachzuweisen. Die Hypothese H2 wurde teilweise bestätigt. Die Ablagen waren im Übergangsbogen nicht kleiner bei zusätzlichen Anzeigeelementen. Die Rollwinkelfehler waren jedoch größer bei keiner Verdeutlichung der Überleitung. Hypothese H3 konnte nicht angenommen werden. Die impliziten Darstellungen zeigten keine Verbesserung bezüglich der Rollwinkelfehler und der Steuereingaben. Die Hypothese H4 muss nicht nur abgelehnt werden, es wurde sogar das Gegenteil nachgewiesen: große Sichtwinkel führten zu kleineren Ablagen und tendenziell kleineren Steuereingaben. Erwähnenswert ist weiterhin, dass die durchschnittliche Ablage aller Flüge deutlich auf der Kurveninnenseite lag.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass das Situationsbewusstsein bezüglich des Übergangs zwischen Geraden und Kurvensegmenten durch zusätzliche Elemente deutlich verbessert werden kann. Während des Übergangsbogens werden durch die zusätzlichen Elemente außerdem die Rollwinkelfehler minimiert.

Ein Rotieren des Querschnitts um den Soll-Rollwinkel erzeugt zwar ein verbessertes Situationsbewusstsein, zeigt jedoch eine überraschend negative Auswirkung auf die Flugeigenschaften. So kommt es zu größeren Streuungen der lateralen Ablage während der Einleitung und zu einem deutlich zum Kurveninneren verschobenen Mittelwert der lateralen Ablagen im Kurvenflug.

Ein interessantes Ergebnis ist außerdem, dass größere Sichtwinkel während der Überleitung und im Kurvenflug weniger laterale Ablage erzeugen. Bei kleineren Sichtwinkeln flogen die Piloten verstärkt auf der Kurveninnenseite.

Die Ergebnisse der Untersuchung legen nahe, den Sichtwinkel auf etwa $75^\circ - 80^\circ$ zu erhöhen und die Querelemente nicht um den Soll-Rollwinkel zu rotieren. Als Indikation des Kurvenübergangs empfiehlt sich die implizite Darstellung, da diese im Gegensatz zur expliziten Darstellung kein zusätzliches Element benötigt und die Informationen im restlichen Querschnitt integriert. Die diskrete Information der expliziten Darstellung kann mittels Farbänderung sinnvoll zur impliziten Darstellung hinzugefügt werden, wobei eine andere Farbe als Grün benutzt werden sollte. Außerdem sollte die implizite Darstellung etwas weniger massiv als im Versuch gestaltet sein.

5.5. Adaptive Blickrichtung

In einem weiteren Versuch wurden die Auswirkungen der in Abschnitt 3.5.1 im Konzept beschriebenen adaptiven Blickrichtung detailliert untersucht. Im Wesentlichen wurden die Auswirkungen verschiedener Blickrichtungsanpassungen und Berechnungsalternativen untersucht. In diesem Versuch wurde ebenfalls der Einfluss rotierter Querelemente im Kurvenbereich untersucht, um die in Abschnitt 3.5.1 vermuteten Auswirkungen auf die vertikalen Steuereingaben zu untersuchen.

5.5.1. Versuchsaufbau

Der Versuchsaufbau entsprach im Wesentlichen dem Aufbau des voran beschriebenen Versuchs. Die Fluggeschwindigkeit betrug ebenfalls 200 Knoten IAS, wobei in diesem Versuch eine ebene Rechtskurve mit einem Azimutwechsel von 90° durchflogen wurde. Der Autopilot wurde für die Steuerung der Geschwindigkeit verwendet. Die Startposition befand sich ebenfalls 13 – 26 s vor der Kurveneinleitung bei einem initialen Positionsfehler von ± 10 m und einen Bahnwinkelfehler von $\pm 2^\circ$. Kurz nach dem Abfliegen von Kurveneinleitung, Kurvenflug und Kurvenausleitung wurde der Testpunkt angehalten und der nächste geladen.

Nach dem Abfliegen aller Testpunkte dieses Versuchs wurden die Piloten gebeten, einen elektronischen Fragebogen auszufüllen. Der Fragebogen ist dieser Arbeit in Anhang A.2.3 angefügt.

5.5.1.1. Probandenkollektiv

Das Probandenkollektiv war identisch mit dem in Abschnitt 5.3.1.1 beschriebenen.

5.5.1.2. Darstellung

Die Darstellung entsprach der Standardanzeige nach 5.2.2.

5.5.1.3. Unabhängige Variablen

Drei unabhängige Variablen wurden während des Versuchs variiert. Die Variationen der unabhängigen Variablen sind in Anhang A.1.3 abgebildet.

- Die Querschnittselemente im Kurvenbereich konnten folgende Zustände einnehmen:
 - nicht rotiert,
 - rotiert um den Soll-Rollwinkel.
- Die Blickrichtung wurde gemäß der Konzeption in Abschnitt 3.5.1 folgendermaßen angepasst:
 - keine Anpassung,

- relative Anpassung auf die Mitte des ersten Querelements,
- relative Anpassung senkrecht zum ersten Querelement.
- Für den Fall, dass die Blickrichtung angepasst wurde, geschah dies in Abhängigkeit der folgenden Parameter:
 - Ist-Gierate,
 - Soll-Gierate in 3 s,
 - Kombination aus Ist-Gierate und Soll-Gierate in 3 s.

Die Kombination der unabhängigen Variablen ergibt damit 14 Testpunkte für jeden Piloten (zwei ohne Blickrichtungsadaption und zwölf mit Anpassung der Blickrichtung).

5.5.1.4. Hypothesen

Die zu untersuchenden Hypothesen leiten sich aus den Überlegungen aus Abschnitt 3.5.1 ab.

- H1 Die adaptive Blickrichtung führt zu mindestens gleicher Pfadfolgegenauigkeit.
- H2 Die Anpassung der Blickrichtung auf die Mitte des ersten Querelementes führt zu höherer Genauigkeit als die Blickrichtung senkrecht zum ersten Element.
- H3 Bei rotierten Elementen gibt es mehr Höhenkorrektur.

5.5.2. Ergebnisse

Kurvenübergang	
Mittelwert der lateralen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgegenauigkeit (Auf gekrümmten Segmenten ist dieser Parameter ein Indiz dafür, ob verstärkt auf der Kurveninnen- oder -außenseite geflogen wurde.)
Standardabweichung der lateralen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgegenauigkeit über den Verlauf des Fluges
Standardabweichung der Rollwinkeldifferenz [°]	Beurteilung der Genauigkeit der Kurveneinleitung
Stationärer Kurvenflug	
Mittelwert der lateralen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgegenauigkeit
Standardabweichung der lateralen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgegenauigkeit über den Verlauf des Fluges
Standardabweichung der lateralen Steuereingabe [-]	Beurteilung der Steueraktivität
Mittelwert der vertikalen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgegenauigkeit
Standardabweichung der vertikalen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgegenauigkeit über den Verlauf des Fluges

Tabelle 5.7.: Berücksichtigte Parameter eines Fluges

Die statistische Auswertung wurde wiederum getrennt für die Transition und den stationären Kurvenflug durchgeführt, um die Auswirkungen der unabhängigen Variablen auf den Einleitvorgang und den anschließenden Kurvenflug genauer untersuchen zu können. Berücksichtigt wurden dabei ebenfalls die Mittelwerte (MW) und Standardabweichungen (STABW) relevanter Parameter für jeden Flug. Diese Parameter sind in Tabelle 5.7 aufgeführt. Da die geflogene Kurve eine Rechtskurve war, haben Ablagen in Richtung des Kurveninneren positive Vorzeichen.

5.5.2.1. Kurvenübergang

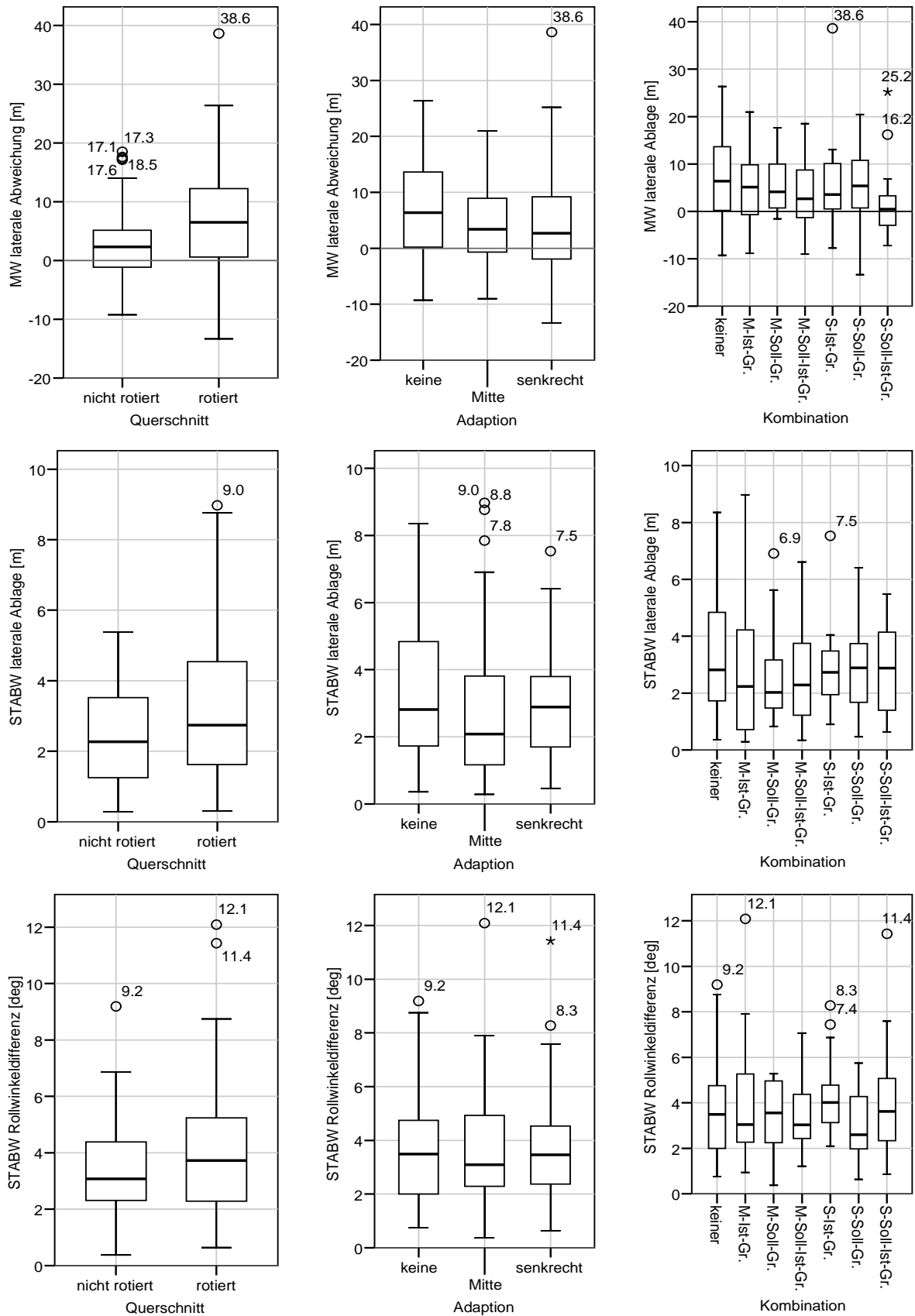


Abbildung 5.10.: Box-Diagramme für die analysierten Parameter des Kurvenübergangs

	MW laterale Ablage	STABW laterale Ablage	STABW Rollwinkeldifferenz
Querschnitt	++	o	-
Blickrichtungs- adaption	-	-	-
Kombination	-	-	-

Tabelle 5.8.: Überblick über die statistische Auswertung (Signifikanzniveau des Einflusses der unabhängigen Variablen: $p \leq 0,01$ (++) ; $0,01 < p \leq 0,05$ (+) ; $0,05 < p \leq 0,10$ (o))

Für die Untersuchung von Mittelwerten wurde das ANOVA-Verfahren verwendet; zur Untersuchung der Standardabweichungen wurde der KRUSKAL-WALLIS-Test verwendet. Tabelle 5.8 gibt einen Überblick über die Ergebnisse der Analyse. Abbildung 5.10 stellt die analysierten Parameter als Box-Diagramme dar. Die numerischen Ergebnisse der Tests sind in Anhang A.3.4 tabellarisch aufgeführt.

Im Bereich des Kurvenübergangs können nur wenige statistisch nachweisbare Aussagen getroffen werden. Den größten Einfluss auf die Pfadfolgegenauigkeit hat die Rotation des Querschnitts. Im Falle nicht um den Soll-Rollwinkel rotierter Querschnitte liegen die Flugspuren lateral im Mittel signifikant näher an der Soll-Trajektorie ($p < 0,01$). Bei einer Rotation der Querelemente liegt die durchschnittliche laterale Ablage weiter auf der Kurveninnenseite. Außerdem zeigt sich tendenziell eine geringere Streuung der Ablagewerte um den jeweiligen Mittelwert eines Fluges ($p < 0,1$). Dieses Erkenntnis deckt sich mit der Untersuchung der Kurveneinleitung im Simulator aus Abschnitt 5.4.

Die adaptive Blickrichtung mit ihren unterschiedlichen Eigenschaften zeigt keinen signifikanten Einfluss auf die untersuchten Parameter. Tendenziell sind zwar die Mittelwerte und die Streuungen der lateralen Ablage kleiner für die angepassten Blickrichtungen, die Unterschiede sind jedoch zu gering, um statistisch einen Unterschied zwischen den Gruppen zu belegen.

5.5.2.2. Stationärer Kurvenflug

Für die Untersuchung der Mittelwerte der Ablagen wurde das ANOVA-Verfahren verwendet; zur Untersuchung der Standardabweichungen wurde der KRUSKAL-WALLIS-Test verwendet. Tabelle 5.9 gibt einen Überblick über die Ergebnisse der Analyse. Abbildung 5.12 stellt die analysierten Parameter als Box-Diagramme dar. Die numerischen Ergebnisse der Tests sind in Anhang A.3.4 tabellarisch aufgeführt.

	MW laterale Ablage	STABW laterale Ablage	STABW Rolleingabe	MW vertikale Ablage	STABW vertikale Ablage
Querschnitt	++	-	-	o	++
Blick- richtungs- adaption	-	-	-	-	-
Kombination	-	-	-	-	-

Tabelle 5.9.: Überblick über die statistische Auswertung (Signifikanzniveau des Einflusses der unabhängigen Variablen: $p \leq 0,01$ (++) ; $0,01 < p \leq 0,05$ (+) ; $0,05 < p \leq 0,10$ (o))

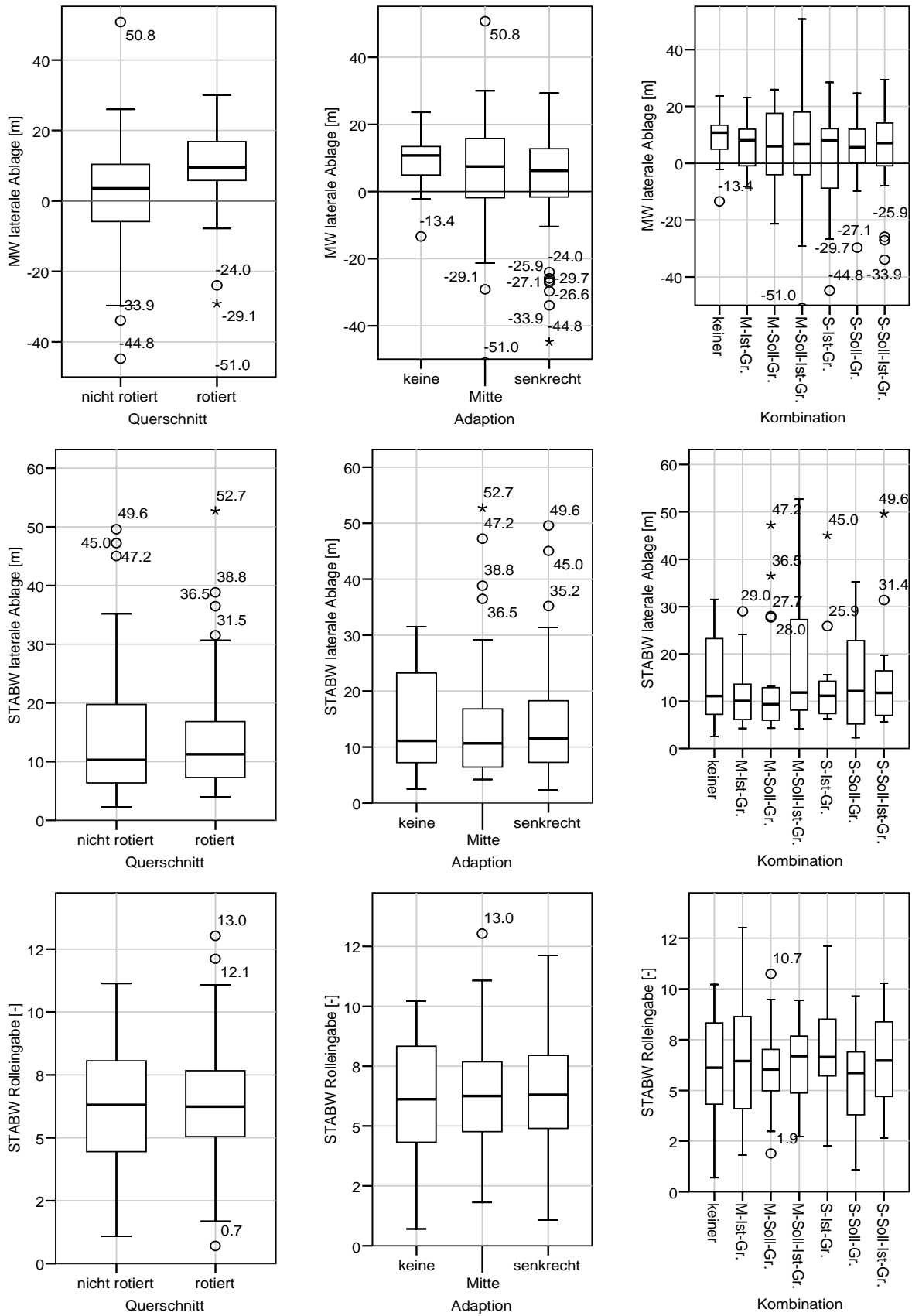


Abbildung 5.11.: Box-Diagramme für die analysierten Parameter des Kurvenfluges (1)

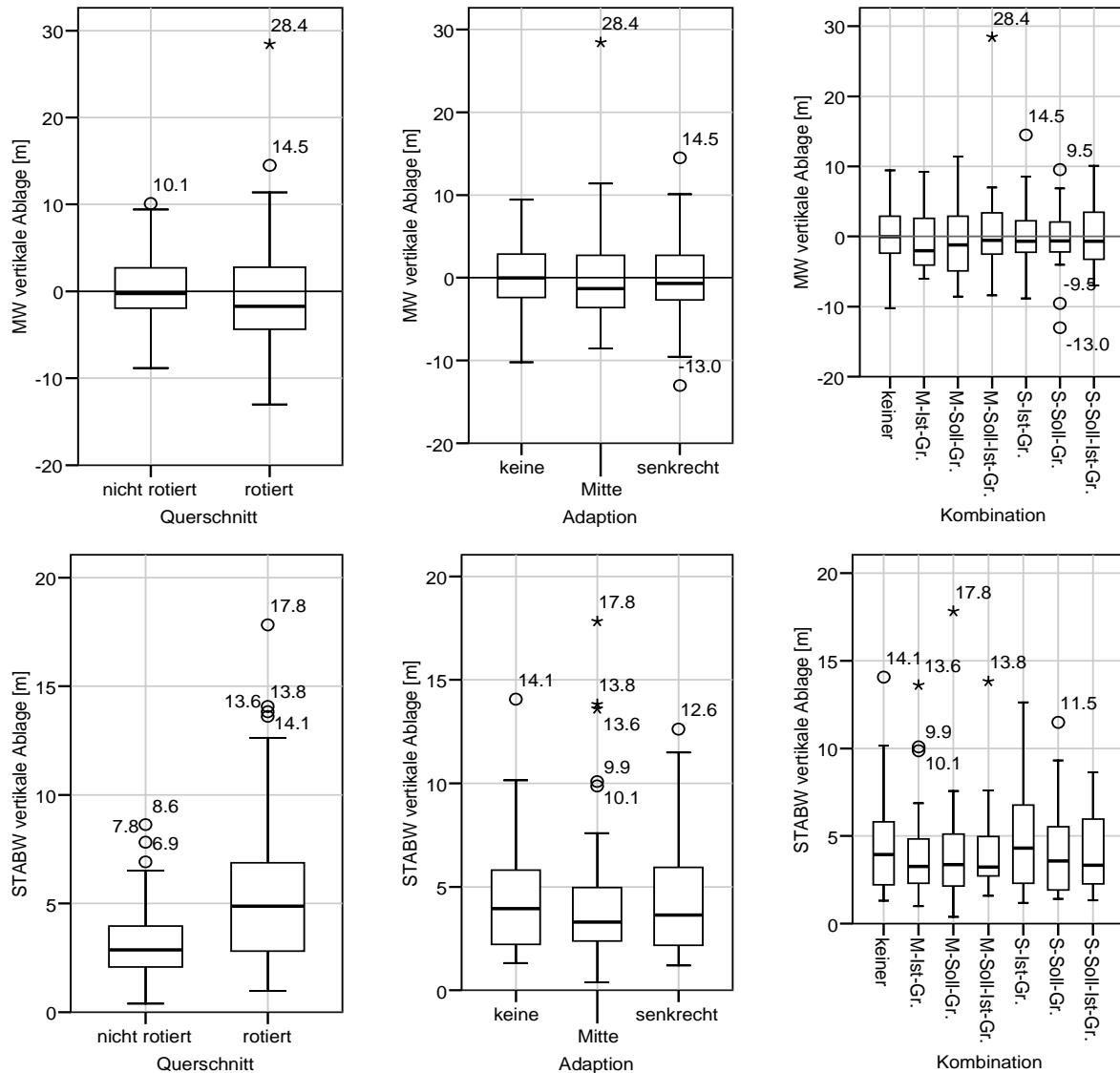


Abbildung 5.12.: Box-Diagramme für die analysierten Parameter des Kurvenfluges (2)

Auch während des Kurvenfluges konnten Abhängigkeiten von der Rotation des Querschnitts um den Soll-Rollwinkel nachgewiesen werden. Während keine Unterschiede in der Streuung der lateralen Ablage nachzuweisen war, lag der Mittelwert der lateralen Ablage im Fall keiner Rotation der Querschnittselemente signifikant näher an der Soll-Trajektorie ($p < 0,01$). Die Rotation der Elemente um den Soll-Rollwinkel führte dazu, dass die Piloten zum Kurveninneren tendierten. Neben den lateralen Ablagen zeigte die Rotation der Querelemente auch einen Einfluss auf die vertikalen Ablagen. Die Mittelwerte der vertikalen Ablagen zeigte einen Unterschied zwischen den beiden Gruppen, wobei das Signifikanzniveau knapp über 0,05 lag ($p < 0,1$) und sich die Mittelwerte der mittleren vertikalen Ablagen mit 0,355 m (*nicht rotiert*) und -0,355 m (*rotiert*) kaum unterschieden. Die Streuung der vertikalen Ablage unterschied sich signifikant zwischen den Gruppen ($p < 0,01$). Im Falle einer Rotation der Querelemente um den Soll-Rollwinkel kam es zu größeren Schwankungen des vertikalen Fehlers als ohne Rotation. Auch die Streuung der Differenz aus Soll- und Ist-Bahnneigungswinkel sowie die Streuung der Nickgeschwindigkeiten und -beschleunigungen zeigten Vorteile für die Version ohne Rotation der Querelemente.

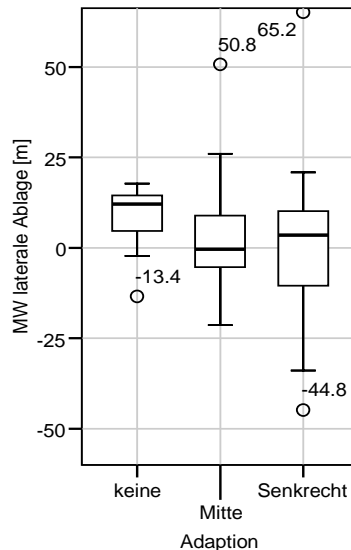


Abbildung 5.13.: Box-Diagramme der lateralen Ablage im Falle nicht rotierter Querelemente

Die unterschiedlichen Konzepte der Blickrichtungsadaption zeigten bei der Betrachtung aller Flüge ebenso keinen nachweisbaren Einfluss auf die laterale und vertikale Pfadfolgegenauigkeit oder die Steuereingaben während des Kurvenfluges, wie die verschiedenen Gierraten-Parameter für die Berechnung der Blickrichtungsadaption.

Analysiert man jedoch die Blickrichtungsadaption in Abhängigkeit der Querrotation lässt sich eine positive Wirkung der Blickrichtungsadaption nachweisen. Abbildung 5.13 zeigt die Box-Diagramme der lateralen Ablage für die verschiedenen Blickrichtungsadaptionen für den Fall eines nicht rotierten Querschnitts. Nach dem ANOVA-Test unterscheiden sich die Gruppen signifikant ($p=0,055 < 0,1$). Der anschließende TUKEY-HSD-Test stellt einen signifikanten Unterschied zwischen der mittleren lateralen Ablage ohne Blickrichtungsadaption ($\mu = 18,6$ m) und der Adaption senkrecht zum nächsten Querelement ($\mu = -2,45$ m) fest. Die Flüge mit einer Adaption auf die Mitte des nächsten Elementes verlaufen zwischen den anderen Gruppen ($\mu = 2,52$ m). Demnach liegt der Mittelwert der Ablagen ohne Adaption verstärkt auf der Kurveninnenseite, während er bei adaptierten Blickrichtungen sehr nah an der Soll-Trajektorie liegt.

5.5.2.3. Fragebögen und Kommentare

Der Fragebogen, der nach den Untersuchungen der adaptiven Blickrichtung im Simulator ausgefüllt wurde, ist in Anhang A.2.3 angefügt. Darin äußerten die Probanden, etwaige Änderungen der Blickrichtung nur manchmal bemerkt zu haben. Die Änderungen der Blickrichtung wurden im Durchschnitt als kaum störend empfunden. Die Größe des bei der Adaption der Blickrichtung geänderten Winkels wurde von der großen Mehrheit als „genau richtig“ bewertet.

Die Kommentare der Piloten zu der adaptiven Blickrichtung waren vielfältig. Ein Pilot empfand das Fliegen mit der angepassten Blickrichtung als ruhiger; manche Piloten berichteten von Wahrnehmungsproblemen, die auf das visuelle Flussfeld zurückzuführen sind. Wie in Abschnitt 3.5.1.4 beschrieben kann die Blickrichtungsadaption leicht als eigene Bewegung des Flugzeuges wahrgenommen werden, da die visuellen Flussfelder sehr ähnlich sind. Dies trat vor allem dann auf, wenn die Blickrichtung in Abhängigkeit des Soll-Rollwinkels schon kurz vor der Kurveneinleitung verändert wurde, und führte in Einzelfällen sogar zu Korrekturmaßnahmen in die Gegenrichtung. Geschah die Adaption während des

Rollvorgangs, überlagerten sich mehrere Rotations- und Translationsbewegungen, so dass die Änderung der Blickrichtung kaum störend auffiel.

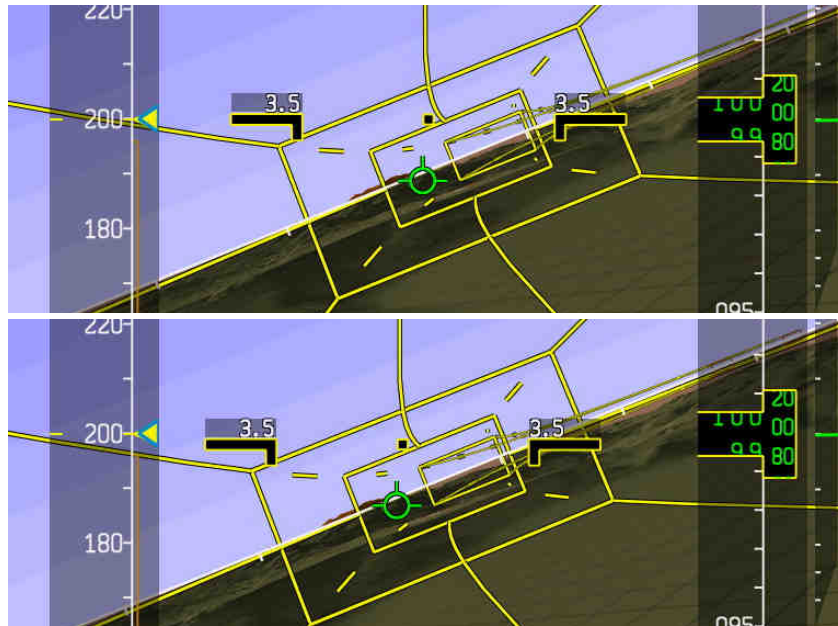


Abbildung 5.14.: Darstellung ohne Adaption (oben) und maximaler Adaption der Blickrichtung (unten)

Aus den Kommentaren der Piloten während der Untersuchung ging weiterhin hervor, dass diese sich oft nur auf den Zentralbereich der Anzeige konzentrierten und häufig Relativbewegungen zwischen angezeigten Elementen beachtet wurden, um die Steuereingaben abzuleiten. So wurden Elemente wie der *Flight Path Vector* oder Teile des Flugzeug-Längsachsen-Symbols mit sinnvollen Punkten des perspektivischen Flugpfades in Überdeckung gebracht. Sobald sich diese relativ zu einander bewegten, wurde der Rollwinkel korrigiert. Da diese relativen Bildschirmpositionen, wie in Abbildung 5.14 dargestellt, unabhängig von einer Blickrichtungsadaption sind, fiel diese wahrscheinlich kaum ins Gewicht.

5.5.3. Diskussion

Die Hypothese H1 wurde bestätigt. Die Pfadfolgenauigkeit wurde durch die Adaption der Blickrichtung nicht verringert. Im Falle nicht rotierter Querelemente wurde mit der Adaption der Blickrichtung eine mittlere laterale Ablage näher an der Soll-Trajektorie erreicht. Hypothese H2 konnte nicht nachgewiesen werden. Zwischen den Adaptionsvarianten herrscht kein signifikanter Unterschied. Bestätigt wurde Hypothese H3: ein rotierter Querschnitt führt zu höheren Schwankungen der vertikalen Ablage.

In Übereinstimmung mit dem in Abschnitt 5.4 beschriebenen Versuch konnte bezüglich der Rotation der Querelemente um den Soll-Rollwinkel ein negativer Einfluss auf die Pfadfolgenauigkeit nachgewiesen werden. Sowohl bei der Kurveneinleitung als auch während des Kurvenfluges führt die Rotation der Elemente zu einem verstärkten Fliegen auf der Kurveninnenseite. Außerdem bewirkt sie eine verstärkte Streuung der vertikalen Ablage.

Die Adaption der Blickrichtung konnte die vertikalen Ablagen nicht minimieren; auch auf die lateralen Ablagen und die Steuereingaben war bezogen auf alle Flüge kein Einfluss der Blickrichtungsänderung zu erkennen. Dies kann vor allem darauf zurückgeführt werden, dass die Probanden vornehmlich Relativbewegungen des perspektivisch dargestellten Flugpfades und zweidimensionalen Anzeigeelementen genutzt haben, um ihre Ablage und vor allem die

Entwicklung der Ablage über der Zeit zu beurteilen. Für den Fall nicht rotierter Querschnitte wirkte die adaptierte Blickrichtung jedoch der Tendenz der lateralen Ablage zum Kurveninneren entgegen und führte zu einer niedrigeren mittleren Ablage.

Sollte eine adaptive Blickrichtung genutzt werden – sei es bei der perspektivischen Flugpfaddarstellung oder synthetischen Sichtsystemen im Allgemeinen – wird empfohlen, diese in Abhängigkeit der Ist-Gierrate anzupassen, da dies dadurch, dass sich Eigenbewegung und Kamerabewegung überlagern, kaum zu visuellen Irritationen führt.

Die Ergebnisse dieses Versuches legen zusammenfassend einen nicht rotierten Querschnitt und die Blickrichtungsadaption senkrecht zum nächsten Element in Abhängigkeit der Ist-Gierrate nahe.

5.6. Differenzmethode und adaptive Transparenz

Die Auswirkungen dynamischer Anzeigeformate wurden durch einen weiteren Versuch untersucht. Dabei sollte zum einen die in Abschnitt 3.5.3 im Konzept beschriebene Differenzmethode analysiert werden, zum anderen die in Abschnitt formulierte dynamische Transparenz. Da die Differenzmethode stark auf prädiktiven Informationen beruht, wurde zusätzlich zur Standarddarstellung auch eine Prädiktoranzeige als Vergleichskonzept verwendet.

5.6.1. Versuchsaufbau

In diesem Versuch sollte vornehmlich der Kurvenflug untersucht werden. Aus diesem Grund befand sich die Startposition unmittelbar vor dem Übergang von einer Geraden zu einer Linkskurve mit einem Azimutwechsel von etwa 150° . Die Fluggeschwindigkeit betrug 200 Knoten IAS; der Autopilot wurde für die Steuerung der Geschwindigkeit verwendet. Jedes Konzept wurde von allen Piloten je dreimal geflogen, wobei die Anfangsfehler entweder 2° Bahnwinkelfehler und -10 m Positionsfehler, 0° Bahnwinkelfehler und 0 m Positionsfehler oder -2° Bahnwinkelfehler und 10 m Positionsfehler betragen. Unmittelbar nach der Kurvenausleitung wurde der Testpunkt beendet und der nächste geladen. Nach dem Absolvieren aller Testpunkte wurden die Probanden gebeten, den in Anhang A.2.4 angefügten Fragebogen auszufüllen.

5.6.1.1. Probandenkollektiv

Das Probandenkollektiv war identisch mit dem in Abschnitt 5.3.1.1 beschriebenen.

5.6.1.2. Darstellung

Die Grunddarstellung entsprach der Standardanzeige nach 5.2.2. Mögliche Abweichungen sind im folgenden Abschnitt beschrieben.

5.6.1.3. Unabhängige Variablen

Das Anzeigeformat wurde während des Versuchs als unabhängige Variable folgendermaßen variiert. Die Variationen der unabhängigen Variablen sind in Anhang A.1.4 abgebildet.

- Differenzanzeige, wobei die Elemente weiß dargestellt wurden und in der Kurve keine zusätzlichen Längselemente angezeigt wurden, da die Darstellung in der Kurve bei dieser Methode der Anzeige auf der Geraden entspricht,
- Prädiktoranzeige, wobei zusätzlich zur Standardanzeige ein magentafarbiges Rechteckelement angezeigt wurde, welches die vorhergesagte Position und Fluglage in 6 s darstellte,
- Standardanzeige nach 5.2.2,

- Dynamische Transparenz, wobei die Elemente der Standardanzeige nach der qualifizierten, „invertierten“ Ablagedarstellung aus Abschnitt 3.3.2 zunehmend transparent dargestellt wurden.

5.6.1.4. Hypothesen

Die im Folgenden aufgestellten Hypothesen resultieren aus den Überlegungen der Abschnitte 3.5.3 und 3.3.

- H1 Die Differenzmethode führt zu einer verbesserten Pfadfolgegenauigkeit und kleineren Steuereingaben verglichen mit der Standardanzeige.
- H2 Die Differenzmethode zeigt vergleichbare Ergebnisse wie die Prädiktoranzeige bezüglich der Pfadfolgegenauigkeit und der Steuereingaben.
- H3 Die dynamische Transparenz führt zu einer besseren Pfadfolgegenauigkeit als die Standardanzeige.

5.6.2. Ergebnisse

Stationärer Kurvenflug	
Mittelwert der lateralen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgegenauigkeit
Standardabweichung der lateralen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgegenauigkeit über den Verlauf des Fluges
Standardabweichung der Rollwinkeldifferenz [°]	Beurteilung der Steueraktivität

Tabelle 5.10.: Berücksichtigte Parameter eines Fluges

Da die Szenarien stets unmittelbar an der Kurveneinleitung begannen und während der Transition die anfänglichen Bahnwinkel- und Positionsfehler egalisiert werden mussten, wurden bei diesem Versuch nur die Daten für den stationären Kurvenflug analysiert. Berücksichtigt wurden dabei die Mittelwerte (MW) und Standardabweichungen (STABW) relevanter Parameter für jeden Flug. Diese Parameter sind in Tabelle 5.10 aufgeführt. Da die geflogene Kurve eine Linkskurve war, haben Ablagen in Richtung des Kurveninneren negative Vorzeichen.

5.6.2.1. Stationärer Kurvenflug

Für die Untersuchung der Mittelwerte der Ablagen wurde das ANOVA-Verfahren verwendet; zur Untersuchung der Standardabweichungen wurde der KRUSKAL-WALLIS-Test verwendet. Tabelle 5.11 gibt einen Überblick über die Ergebnisse der Analyse. Abbildung 5.15 stellt die analysierten Parameter als Box-Diagramme dar. Die numerischen Ergebnisse der Tests sind in Anhang A.3.5 tabellarisch aufgeführt.

	MW laterale Ablage	STABW laterale Ablage	STABW Rollwinkeldifferenz
Anzeigekonzept	++	-	++

Tabelle 5.11.: Überblick über die statistische Auswertung (Signifikanzniveau des Einflusses der unabhängigen Variablen: $p \leq 0,01$ (++) ; $0,01 < p \leq 0,05$ (+) ; $0,05 < p \leq 0,10$ (o))

Die Analyse der Daten zeigt klare Vorteile der Differenzmethode bezüglich der mittleren lateralen Ablagen. Diese sind mit 4 m zur Kurveninnenseite signifikant näher an der Soll-Trajektorie als bei den anderen getesteten Konzepten ($p < 0,01$). An dieser Stelle muss allerdings erwähnt werden, dass beim Prädiktorkonzept die lateralen Ablagen leicht zum Kurveninneren tendierten, selbst wenn keine Diskrepanzen zwischen dem Prädiktorelement

und dem korrelierenden Element der Soll-Trajektorie erkennbar waren. Dies kann auf minimale Unzulänglichkeiten des Prädiktionsalgorithmus zurückgeführt werden. Mit einem korrekt eingestellten Prädiktionsalgorithmus wird die mittlere laterale Ablage wahrscheinlich im gleichen Bereich liegen, wie bei der Differenzmethode. Interessant an dieser Tatsache ist jedoch, dass trotz des gleichen Prädiktionsalgorithmus die Ablagen bei der Differenzmethode kleiner sind. Hier werden die momentanen Ablagen scheinbar mehr beachtet und können besser abgeschätzt werden.

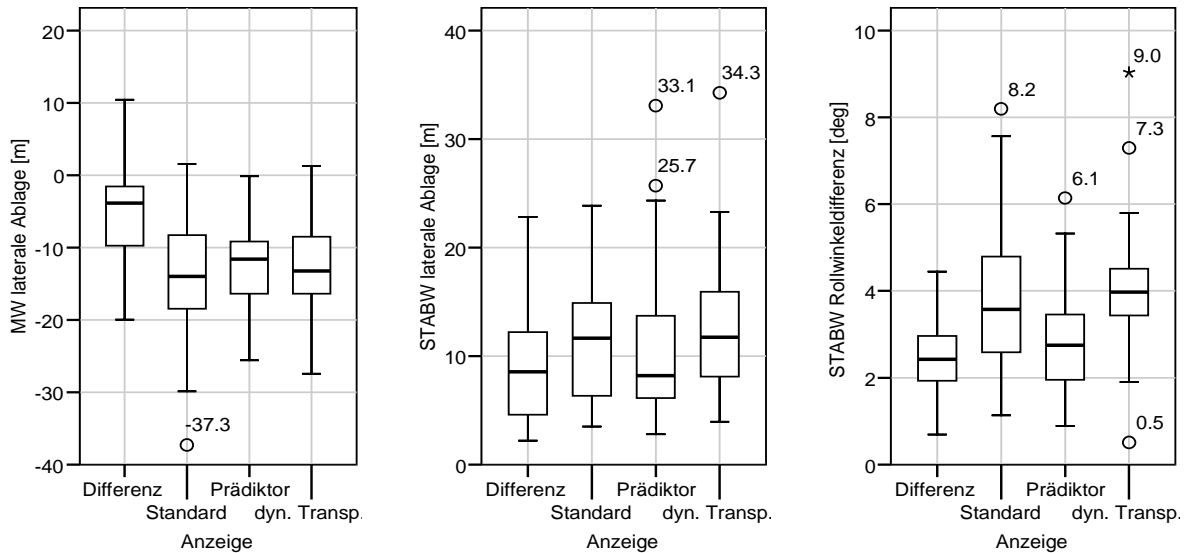


Abbildung 5.15.: Box-Diagramme für die analysierten Parameter des Kurvenfluges

Die Streuung der lateralen Ablage zeigt keine nachweisbaren Unterschiede zwischen den Konzepten.

Die Streuung der Rollwinkeldifferenz offenbart signifikante Unterschiede zwischen den Gruppen ($p < 0,001$). KRUSKAL-WALLIS-Tests unter den Gruppen zeigen klare Vorteile der Differenzmethode und der Prädiktoranzeige gegenüber der Standardanzeige und der dynamischen Transparenz. Die Differenzen zwischen Soll- und Ist-Rollwinkel streuen deutlich weniger, was ein Indiz für einen ruhigeren Flug darstellt.

5.6.2.2. Fragebögen und Kommentare

Anhang A.2.4 zeigt den Fragebogen, der nach allen Testpunkten dieses Versuchs ausgefüllt wurde. Darin wurde die Differenzanzeige im Schnitt etwas besser beurteilt als die Prädiktoranzeige. Die Probanden gaben an, Ablagen eher schnell erkennen und korrigieren zu können. Die räumliche Orientierung wurde dabei gegenüber der Standardanzeige nicht verringert. Außerdem wurde der Differenzanzeige eine einfache Nutzung zugesprochen. Die dynamische Transparenz wurde vergleichsweise neutral bewertet.

Die deutlichsten Kommentare in diesem Versuch bezogen sich auf die dynamische Transparenz. Diese wurde generell als gute Alternative angesehen, Ablagen auf intuitive Art zu verdeutlichen und die Anzeige „aufzuräumen“. Die vorliegende Implementierung wurde jedoch als zu dynamisch empfunden, da sich die Transparenz im Bereich niedriger Ablagen schnell ändert. Außerdem wurde mehrfach bemängelt, dass Teile der Elemente komplett ausgeblendet werden, wenn der dreidimensionale Flugpfad verlassen wurde. Hier wurde vorgeschlagen, die Transparenz auf maximal etwa 90% zu begrenzen. Die Differenzanzeige wurde aufgrund der Einfachheit und Übersicht der Anzeige häufig befürwortet; ein fehlendes räumliches Situationsbewusstsein wurde dagegen auch teilweise angemerkt. Die Prädiktoranzeige wurde wegen des zusätzlichen Elements und damit einer weiteren

Überladung der Anzeige teilweise kritisiert. Auch die Dynamik des Prädiktors wurde von manchen Piloten als störend empfunden.

5.6.3. Diskussion

Hypothese H1 konnte nachgewiesen werden. Die lateralen Ablagen der Differenzmethode liegen im Schnitt näher an der Soll-Trajektorie. Die kleinere Streuung der Rollwinkeldifferenzen lässt auf geringere Steuereingaben schließen. Die Hypothese H2 kann teilweise angenommen werden. Die Steuereingaben der Differenzmethode und der Prädiktoranzeige sind vergleichbar, während die Ablagen der Differenzmethode betragsmäßig kleiner sind. Die größeren Ablagen der Prädiktoranzeigen ließen sich durch Einstellungen des Prädiktoralgorithmus wahrscheinlich beheben. Die dynamische Transparenz zeigt keine signifikanten Unterschiede zur Standardanzeige, weshalb Hypothese H3 nicht gehalten werden kann.

Die dynamische Transparenz wurde im Allgemeinen positiv bewertet, die vorliegende Implementierung zeigte jedoch Verbesserungsmöglichkeiten. So ist die Änderung der Transparenz bei kleinen Ablagen zu sensibel. Außerdem ist die Nutzung vollständiger Transparenz von Teilelementen unvorteilhaft, da zu viel Information ausgeblendet wird. Besser wäre eine maximale Transparenz von etwa 90%.

Die Differenzmethode erzielte in diesem Versuch sehr positive Ergebnisse bezüglich der Pfadfolgenauigkeit, der Steuereingaben und der Akzeptanz der Piloten. Nach Angaben der Piloten trat keine Verschlechterung der räumlichen Orientierung auf, was jedoch durch weitere Untersuchungen des Situationsbewusstseins belegt werden müsste.

5.7. Anflugverfahren

In diesem Versuch, der während der Simulatoruntersuchungen stets als letztes durchgeführt wurde, wurde den Piloten die Möglichkeit gegeben, die Hauptkonzepte der vorausgegangenen Untersuchung anhand eines kompletten Anflugverfahrens zu beurteilen.

5.7.1. Versuchsaufbau

Für diesen Versuch wurden zwei fiktive Anflugverfahren auf Reno, Nevada generiert. Zwei unterschiedliche Verfahren wurden dazu erzeugt, um die Störgröße der Gewöhnung an den Versuchsablauf zu minimieren. Beide Verfahren beinhalteten zwei Rechts- und eine Linkskurve mit einem Azimutwechsel von jeweils etwa 120° . Die Anflüge begannen auf einem ebenen Geradensegment mit stets der gleichen lateralen und vertikalen Ablage. Diese Ablagen waren so groß, dass die Startposition außerhalb des dreidimensional angezeigten Flugpfades lag. Ab der ersten Kurve war der Flugpfad vertikal geneigt mit jeweils konstanten Neigungswinkeln zwischen den Kurven. Der Verlauf der beiden Verfahren war bezüglich der Länge der Segmente und des Höhenverlaufs identisch, so dass die Ergebnisse beider Verfahren miteinander verglichen werden konnten.

Während des Anflugs betrug die Fluggeschwindigkeit konstant 190 Knoten IAS und wurde vom Autopiloten geregelt; die Landeklappen waren in der ersten Stufe ausgefahren. Die Flugdaten wurden bis zum Einschwenken auf den Endanflug aufgezeichnet. Danach wurde es dem Piloten freigestellt, die Landung selbstständig durchzuführen.

Da jeder Proband jede Konfiguration nur einmal durchlief und aufgrund der Tatsache, dass die Daten über das gesamte Verfahren aufgezeichnet wurden, war zu erwarten, dass die objektiven Daten kaum statistisch signifikante Aussagen liefern würden. Aus diesem Grund wurde verstärkt Wert auf das subjektive Empfinden der Piloten gelegt. Deren Meinung wurde nach jedem Anflug per Fragebogen eingeholt. Der in Anhang A.2.5 angefügte Fragebogen

beinhaltete die standardisierten Fragebögen *NASA Task Load Index* (TLX) [HS88], *Display Flyability Rating* [NG01] und *Situational Awareness Rating Technique* (SART) [Tay90].

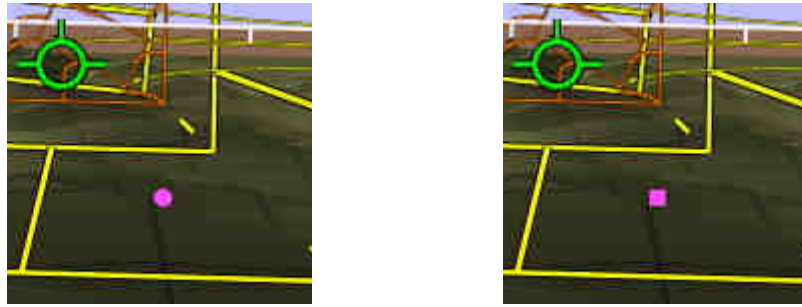


Abbildung 5.16.: Zu bestätigendes Element (links) und nicht zu bestätigendes Element der Sekundäraufgabe

Neben der subjektiven Befragung der Probanden wurde ein weiteres Verfahren implementiert, die Beanspruchung der Piloten während eines Anfluges zu bewerten. Dazu wurden in zufälligen Zeitabständen zwischen 5 s und 25 s kleine, magentafarbene Elemente an einer beliebigen Position des Bildschirms für maximal 5 s eingeblendet. Diese Elemente konnten, wie in Abbildung 5.16 illustriert, entweder die Form eines gefüllten Kreises oder eines gefüllten Quadrats einnehmen. Im Falle eines Kreises sollten die Piloten dessen Wahrnehmung durch das Drücken des Knopfes zur Deaktivierung des Autopiloten am Steuerknüppel bestätigen, woraufhin das Element verschwand (die automatische Schubkontrolle wurde davon nicht beeinflusst). Wurde ein Quadrat eingeblendet, war keine Aktion seitens des Piloten erforderlich. Durch die Trefferquote und die durchschnittliche Zeitdauer der Wahrnehmung sollten Rückschlüsse auf die Beanspruchung gezogen werden. Dieses Verfahren wird in der Literatur als Beurteilungsmethode durch das Abarbeiten einer Sekundäraufgabe bezeichnet [Bor42].

5.7.1.1. Probandenkollektiv

Das Probandenkollektiv war bis auf einen Probanden identisch mit dem in Abschnitt 5.3.1.1 beschriebenen.

5.7.1.2. Darstellung

Die Grunddarstellung entsprach der Standardanzeige nach 5.2.2. Mögliche Abweichungen sind im folgenden Abschnitt beschrieben.

5.7.1.3. Unabhängige Variablen

Das Anzeigekonzept wurde während des Versuchs als unabhängige Variable folgendermaßen variiert. Die Variationen der unabhängigen Variablen sind in Anhang A.1.5 abgebildet.

- Traditionelle Anzeige (K1), wobei die Querelemente ortsfest in einem relativen Abstand von 300 m dargestellt wurden und keine Mittellinien zur Ablagereferenz dargestellt wurden,
- Standardanzeige (K2) nach 5.2.2,
- Standardanzeige mit adaptiver Geometrie (K3), die ähnlich dem NASA-Konzept aus Abschnitt 2.4.4 war und auch über keine Mittellinien zur Ablagereferenz verfügte,
- Dynamische Transparenz (K4), wobei die Elemente der Standardanzeige nach der qualifizierten, „invertierten“ Ablagedarstellung aus Abschnitt 3.3.2 zunehmend transparent dargestellt wurden,
- Standardanzeige mit adaptiver Blickrichtung (K5), die als Kombination der Soll- und Ist-Gierrate auf das Zentrum des nächsten Querelementes gerichtet war,

- Differenzanzeige (K6), wobei die Elemente weiß dargestellt wurden und in der Kurve keine zusätzlichen Längselemente angezeigt wurden, da die Darstellung in der Kurve bei dieser Methode der Anzeige auf der Geraden entspricht,
- Prädiktoranzeige (K7), wobei zusätzlich zur Standardanzeige ein magentafarbiges Rechteckelement angezeigt wurde, welches die vorhergesagte Position in 6 s darstellte.

5.7.1.4. Hypothesen

Im Wesentlichen sollten die verschiedenen Anzeigekonzepte von den Piloten bewertet werden und deren Beanspruchungen untersucht werden. Des Weiteren sollte überprüft werden, ob die Ergebnisse der vorangegangenen Versuche bestätigt werden können.

5.7.2. Ergebnisse

Kurvenflug	
Mittelwert der lateralen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgenauigkeit
Standardabweichung der lateralen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgenauigkeit über den Verlauf des Fluges
Standardabweichung der Rollwinkeldifferenz [°]	Beurteilung der Steueraktivität
Mittelwert der vertikalen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgenauigkeit
Standardabweichung der vertikalen Ablage [m]	Beurteilung der Pfadfolgenauigkeit über den Verlauf des Fluges
Standardabweichung der Differenz des vertikalen Bahnwinkels [°]	Beurteilung der Steueraktivität

Tabelle 5.12.: Berücksichtigte Parameter eines Fluges

Bei der statistischen Auswertung wurden nur die Kurvenübergänge und die Kurvensegmente berücksichtigt. Kurvenrichtungsabhängige Daten wie laterale Ablage oder Rollwinkel wurden so normiert, dass alle Kurven als Rechtskurven behandelt werden konnten. Berücksichtigt wurden bei der Analyse die Mittelwerte (MW) und Standardabweichungen (STABW) relevanter Parameter für jeden Flug. Diese Parameter sind in Tabelle 5.12 aufgeführt. Da alle geflogenen Kurven als Rechtskurven behandelt wurden, haben Ablagen in Richtung des Kurveninneren positive Vorzeichen.

5.7.2.1. Stationärer Kurvenflug

Für die Untersuchung der Mittelwerte der Ablagen wurde das ANOVA-Verfahren verwendet; zur Untersuchung der Standardabweichungen wurde der KRUSKAL-WALLIS-Test verwendet. Tabelle 5.13 gibt einen Überblick über die Ergebnisse der Analyse. Abbildung 5.17 stellt die analysierten Parameter als Box-Diagramme dar. Die numerischen Ergebnisse der Tests sind in Anhang A.3.6 tabellarisch aufgeführt.

	MW laterale Ablage	STABW laterale Ablage	STABW Rollwinkeldifferenz
Anzeigekonzept	+	o	+
	MW vertikale Ablage	STABW vertikale Ablage	STABW Differenz vertikaler Bahnwinkel
Anzeigekonzept	-	o	+

Tabelle 5.13.: Überblick über die statistische Auswertung (Signifikanzniveau des Einflusses der unabhängigen Variablen: $p \leq 0,01$ (++) ; $0,01 < p \leq 0,05$ (+) ; $0,05 < p \leq 0,10$ (o))

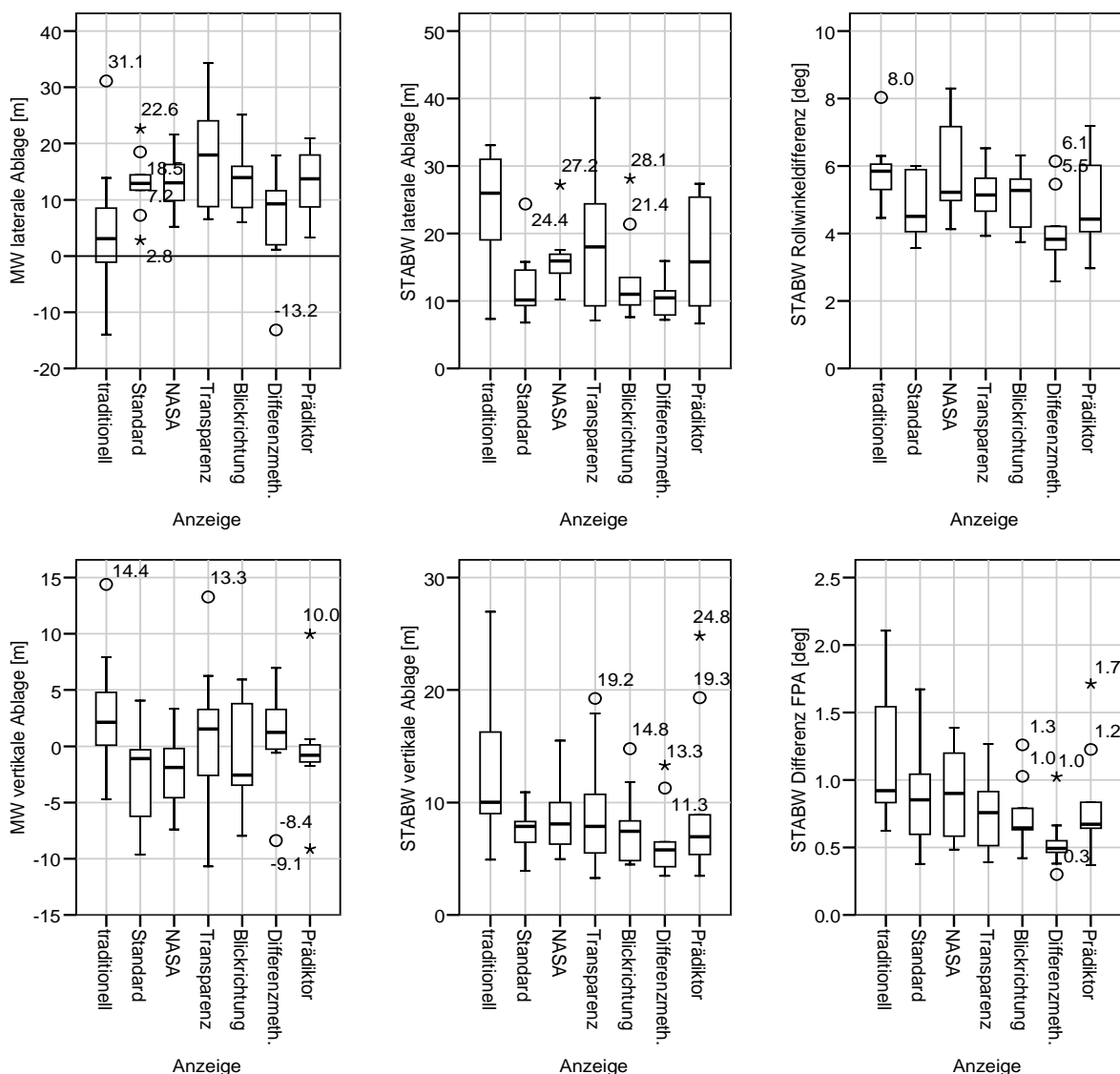


Abbildung 5.17.: Box-Diagramme für die analysierten Parameter des Kurvenfluges

Die Daten der lateralen Ablage belegen, dass die Position bei allen Konzepten im Mittel zum Kurveninneren tendiert. Damit werden die Ergebnisse der vorangegangenen Untersuchungen bestätigt. Bei der dynamischen Transparenz ist diese Tendenz mit einem Gesamtmittelwert von +17 m am stärksten ausgeprägt; die traditionelle Darstellung zeigt die Tendenz am wenigsten. Der ANOVA-Test belegt signifikante Unterschiede zwischen den Gruppen ($p < 0,05$), was durch einen TUKEY-HSD-Test auf die Unterschiede der traditionellen Anzeige und der dynamischen Transparenz zurückgeführt werden kann ($p < 0,05$). Die Streuung der lateralen Ablage zeigt ebenfalls signifikante Unterschiede zwischen den Konzepten ($p < 0,1$). Dabei zeigt die traditionelle Darstellung die durchschnittlich höchste Streuung. Statistisch lassen sich Unterschiede dieses Konzeptes zur Standardanzeige, der adaptiven Blickrichtung und der Differenzanzeige sowie zwischen der Standardanzeige und der adaptiven Geometrie (NASA) nachweisen. Die Differenzmethode zeigt mit etwa 10 m die durchschnittlich kleinste Streuung.

Die Streuung der Differenz zwischen Soll- und Ist-Rollwinkel zeigt ebenfalls signifikante Unterschiede zwischen den Konzepten ($p \approx 0,05$). Dabei führte die Differenzanzeige wiederum

zu den im Schnitt kleinsten Streuungen, das heißt zu den geringsten Schwankungen um den Soll-Rollwinkel. Signifikant unterschied sich die Differenzanzeige von der traditionellen Darstellung, der adaptiven Geometrie (NASA) und der adaptiven Transparenz.

Da sich das Flugzeug ab der ersten Kurve im Sinkflug befand, war auch die Betrachtung der vertikalen Ablagen und des Nickwinkels von Relevanz. Die mittlere vertikale Ablage zeigte keine signifikanten Unterschiede zwischen den Anzeige Konzepten. Die traditionelle Anzeige zeigte jedoch eine große Streuung der vertikalen Ablage, das heißt verstärkte Schwankungen um die Soll-Flughöhe. Die Werte waren signifikant höher als bei der Standardanzeige, der adaptiven Blickrichtung und der Differenzanzeige ($p < 0,05$). Die Streuung der Differenzen zwischen dem vertikalen Soll- und Ist-Bahnwinkel offenbarten auch Informationsdefizite der traditionellen Anzeige. Die Werte hatten eine signifikant höhere Streuung als bei der adaptiven Blickrichtung ($p < 0,05$) und der Differenzmethode ($p < 0,01$). Die Differenzmethode zeigt auch im Vergleich mit den anderen Anzeige Konzepten kleinere Streuungen des Bahnneigungsfehlers; das Signifikanzniveau liegt dabei zwischen $p < 0,12$ und $p < 0,64$.

5.7.2.2. Sekundäraufgabe

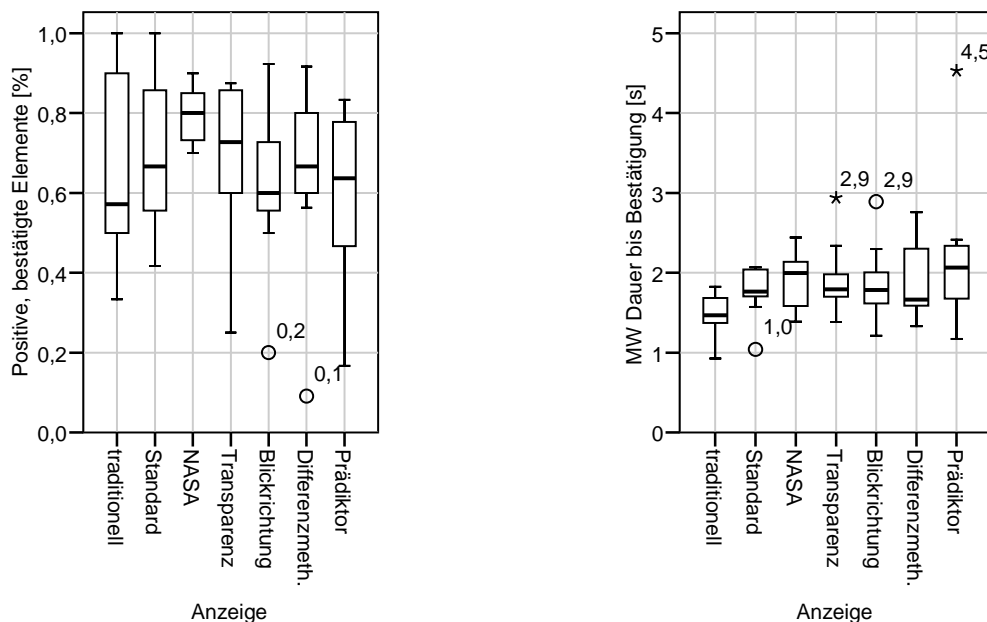


Abbildung 5.18.: Box-Diagramme der Sekundäraufgabe

Bezüglich der Abarbeitung der Sekundäraufgabe zeigte die adaptive Geometrie die durchschnittlich höchste Bestätigungsquote und niedrige Schwankungen; die Dauer bis zur Bestätigung war bei der traditionellen Anzeige am geringsten. Die Unterschiede waren jedoch nicht statistisch signifikant und ließen damit keine Schlüsse auf unterschiedliche Arbeitsbelastungen zu.

5.7.2.3. Fragebögen und Kommentare

Nach jedem Anflug wurde von den Piloten der Fragebogen aus Anhang A.2.5 ausgefüllt. Die Ergebnisse sind in Tabelle A.2.1 aufgelistet. Dabei schneidet die adaptive Blickrichtung tendenziell am besten ab: sowohl bezüglich der Belastung, der Fliegbarkeit der Anzeige, der Anforderungen an die Aufmerksamkeit und dem Gesamteindruck vergaben die Piloten die besten Bewertungen für diese Anzeigeart. Das Verständnis der Situation bekam erwartungsgemäß bei der Differenzmethode die wenigsten Punkte. Beim Gesamteindruck wurden die adaptive Blickrichtung und die Standardanzeige mit etwa 7 Punkten bevorzugt, die Differenzmethode, die Prädiktoranzeige und die traditionelle Darstellung lagen mit etwa 6

Punkten etwas dahinter, während die adaptive Geometrie und die adaptive Transparenz mit etwa 4,75 Punkten am schlechtesten bewertet wurden.

Am Ende der Untersuchung zeigten sich die Piloten häufig positiv davon überrascht, welche präzise Navigation mit perspektivischen Flugpfadanzeigen auch über lange Distanzen und in Kurvensegmenten möglich ist. Allerdings führe die Anforderung an die Genauigkeit gerade bei längeren Flügen zu größeren Belastungen. Die weiteren Kommentare bestätigten weitgehend jene der vorangegangenen Versuche und des Fragebogens dieses Versuchs. So wurde wiederholt das völlige Ausblenden von Elementen bei der adaptiven Transparenz bemängelt. Der Prädiktor wurde teilweise wegen der Vielzahl graphischer Elemente und hoher Arbeitsbelastung kritisiert. Angemerkt wurde außerdem, dass aufgrund des Problems des Kurvenschneidens, das bei einigen Probanden eintrat, das Prädiktorkonzept nicht in allen Situationen angewendet werden kann und der Prädiktor im Kurvenübergang nutzlos ist. Von einem Teil der Piloten wurde bemängelt, zu wenige Informationen bezüglich der vertikalen Führung besonders auf Geradensegmenten angezeigt zu bekommen. Deshalb könnte es hilfreich sein, im Fall eines vertikalen Bahnwinkels der Soll-Trajektorie, die Seitenmittellinien bis zur Flugzeugposition zu zeichnen.

5.7.3. Diskussion

Im Wesentlichen wurden die Ergebnisse der vorangegangenen Versuche anhand der kompletten Anflugverfahren bestätigt. Interessant ist die Tatsache, dass bei allen Konzepten außer der traditionellen Darstellung die laterale Ablage deutlich zum Kurveninneren tendierte. Dies legt die Vermutung nahe, dass die Verlängerung der visuellen Ablagereferenz in Form der Mittellinien bis zur aktuellen Position zu dieser Tendenz führte. Die traditionelle Anzeige erzeugte jedoch erwartungsgemäß relativ hohe Streuungen der Werte.

Die adaptive Geometrie und die adaptive Transparenz zeigten vor allem bei den subjektiven Bewertungen weniger gute Ergebnisse. Dies ist vor allem auf das zu starke Ausblenden relevanter Informationen zurückzuführen.

Die Prädiktoranzeige erzielte gute Ergebnisse, wobei die visuellen und konzeptionellen Probleme bei der Kurveneinleitung gelöst werden müssen, um ein sinnvolles Gesamtkonzept zu erhalten. Die Untersuchung zeigte weiterhin, dass der Fokus der Piloten klar auf dem Prädiktorelement in einem zeitlichen Abstand von 6 s lag, momentane Ablagen dagegen weniger beachtet werden.

Die adaptive Blickrichtung und die vorgeschlagene verbesserte Standardanzeige erzielten gute subjektive als auch objektive Ergebnisse. Durch den Verzicht auf dynamische Elemente war die Anzeige einfach zu erfassen und verlangte eine intuitive Steuerstrategie.

Die Differenzanzeige bestätigte auch bei den kompletten Anflugverfahren die Hypothese, weshalb dieses Format konzipiert und entwickelt wurde: die Streuungen der Ablagen sowie Nick- und Rollwinkel waren stets klar im niedrigsten. Dies deutet auf einen ruhigen und präzisen Flug hin, der in der Kurve eine vergleichbare Nutzung der Flugpfadanzeige zulässt wie auf der Geraden. Allerdings wurde das Situationsbewusstsein teilweise reduziert.

5.8. Non-planare Projektion

Im Anschluss an die Simulatoruntersuchungen wurde den Piloten angeboten, für eine Demonstration der non-planaren Projektion einen Tiefflug durch das Rhonetal und angrenzende Täler im Alpenraum der Schweiz durchzuführen. In diesem überaus bergigen Gelände sollte die Meinung der Piloten bezüglich großer Sichtwinkel und verschiedener Projektionen eingeholt werden. Im Wesentlichen wurden dabei die in Abbildung 4.9 dargestellten Projektionsarten vorgeführt.

Die Piloten bevorzugten dabei zum Fliegen in den Talregionen eindeutig größere Sichtwinkel, wobei ihnen die Beschränkungen der planaren Projektion mit der Anzeige in Abbildung 4.9 b) verdeutlicht wurden. Die äquidistante und die orthographische Azimutalprojektion wurden von den Piloten ähnlich gut bewertet. Der angenehmeren Darstellung der äquidistanten Projektion auf dem gesamten Bildschirmbereich steht die größere Darstellung des Zentralbereichs der orthographischen Projektion gegenüber. Von einigen Piloten wurde geäußert, dass der Vorteil der non-planaren Projektion bei Kunstflügen oder dem militärischen Tiefflug noch mehr zum Tragen kommen würde, als bei der zivilen Verkehrsfliegerei.

5.9. Überblick über die Ergebnisse der Simulatorversuche

Die Ergebnisse der einzelnen Versuche werden im Folgenden stichpunktartig zusammengefasst.

- Eine implizite oder explizite Verdeutlichung des Übergangsbogens verbessert das Bewusstsein bezüglich des Kurveneinleitzeitpunktes und minimiert Rollwinkelfehler. Die implizite Verdeutlichung mit Farbänderung wird als Standard vorgeschlagen.
- Die Rotation der Querschnittsgeometrie um den Soll-Rollwinkel unterstützt das Situationsbewusstsein bei der Kurveneinleitung, erzeugt jedoch größere Streuungen der lateralen und vertikalen Ablagen. Außerdem tendieren die lateralen Ablagen in Richtung des Kurveninneren.
- Die Verlängerung der Mittellinien bis zur aktuellen Position könnte die Tendenz der lateralen Ablagen zum Kurveninneren begünstigen.
- Die adaptive Blickrichtung wirkt der Tendenz der lateralen Ablagen zum Kurveninneren entgegen. Die Blickrichtungsadaption sollte abhängig von der Ist-Gierate sein, um visuelle Irritationen zu vermeiden.
- Bei planarer Projektion wird ein Sichtwinkel von $75^\circ - 80^\circ$ vorgeschlagen.
- Adaptive Transparenz wird als geeignetes Mittel zur Verdeutlichung von Ablagen und zur Wahrung der Übersichtlichkeit der Anzeige angesehen. Die Änderungen der Transparenz sollten jedoch nicht zu sensibel verlaufen. Voll transparente Elemente sind zu vermeiden.
- Die Differenzmethode führt zu sehr positiven Ergebnissen. Mittlere laterale Ablage, laterale und vertikale Streuung sowie Nick- und Rollwinkeldifferenz werden minimiert. Die Genauigkeit des Kurvenfluges wird zunehmend mit der des Geradeausfluges vergleichbar. Gegenüber der Prädiktoranzeige treten die Probleme des Kurvenschneidens nicht auf; außerdem verteilt sich die Aufmerksamkeit auf den gesamten Anzeigebereich und ist nicht hauptsächlich auf ein Element fokussiert.
- Die non-planare Projektion in Zusammenhang mit großen Sichtwinkeln findet starke Akzeptanz, vor allem beim Navigieren in anspruchsvollem Gelände. Speziell für Missionen mit besonderem Ansprüchen, wie Kunstflüge oder militärische Tiefflüge, wird dieses System vorgeschlagen.

6. Zusammenfassung und Ausblick

Motivation für diese Arbeit war zum einen, die umfangreichen Ergebnisse aus früheren Forschungsarbeiten zum Thema der Anzeige von Nominal-Trajektorien in perspektivischen Flugführungsanzeigen zu sammeln und zu bewerten. Auf dieser Grundlage sollte die allgemeine Darstellung überarbeitet und verbessert werden. Zum anderen sollten Möglichkeiten für dynamische, adaptive Anzeigeformate analysiert und Darstellungskonzepte entwickelt werden, die es erlauben, einer Überfrachtung der Anzeige entgegen zu wirken und gleichzeitig implizit Informationen bezüglich der momentanen Ablagen zur Soll-Trajektorie bereit zu stellen. Ein weiteres Ziel war es, die bekannten Probleme beim instationären Flugmanöver der Kurvenein- und -ausleitung sowie dem Kurvenflug zu beleuchten und mögliche Lösungskonzepte vorzuschlagen. Die erarbeiteten Konzepte sollten in einer modular aufgebauten Software zur perspektivischen Anzeige von Flugpfaden umgesetzt werden und in die Softwareumgebung des Forschungssimulators der TU Darmstadt integriert werden. Zur Überprüfung der Konzepte und der softwaretechnischen Realisierung sollten Evaluierungen durch Berufspiloten im Forschungssimulator durchgeführt werden.

Als Entwurfsgrundlage von Darstellungsformaten für perspektivische Flugpfadanzeigen wurden unterschiedliche Anwendungsfälle abhängig von der Flugphase, der Soll-Fluglage und der momentanen Ist-Fluglage identifiziert. Weiterhin wurden allgemeine Parameter zur graphischen Darstellung von Flugpfaden definiert und für ein verbessertes Anzeigeformat gewählt. Im überarbeiteten Format werden unter anderem die geometrische und die atmosphärische Perspektive simuliert, um einen verbesserten Tiefeneindruck zu erzeugen. Durch die Unterbindung der relativen Längsbewegung der Querelemente der Geometrie ist es außerdem ausreichend, stets nur drei Elemente in einem zeitlich fixierten Abstand anzuzeigen. Die allgemeinen Parameter wurden zudem auf ihre Eignung für eine dynamische, adaptive Flugpfadanzeige untersucht. Insbesondere die dynamische, adaptive Transparenz wurde dabei als sinnvoller Parameter identifiziert.

Im Bereich der Transition zwischen Gerade und Kurve wurden neben der expliziten Darstellung des Zeitpunktes zur Einleitung des Rollvorganges mehrere implizite Formate entwickelt. Diese haben den Vorteil, als integraler Bestandteil der Flugpfadgeometrie die Aufmerksamkeit nicht auf ein zusätzliches Element der Flugführungsanzeige zu lenken, was eine Erhöhung der Arbeitsbelastung bewirken würde.

Für den Kurvenflug wurden unterschiedliche Konzepte entworfen und beschrieben, die es ermöglichen sollen, gekurvte Segmente mit ähnlicher Präzision und vergleichbaren Steuereingaben zu absolvieren, wie gerade Abschnitte. Da negative Auswirkungen der fixierten Blickrichtung in synthetischen Sichtsystemen im Vergleich zu dynamischen Blickrichtungen in der Realität vermutet wurden, wurde eine Adaption der Blickrichtung in Richtung des Kurveninneren vorgeschlagen. Für diese Gestaltung der Adaption wurden unterschiedliche abhängige Parameter identifiziert.

Um während des Kurvenfluges die gleiche Qualität der angezeigten Informationen bezüglich der Positions- und Bahnfehler wie im Geradeausflug zu gewährleisten, wurde die so genannte Differenzmethode entwickelt. Diese trägt die Differenzvektoren zwischen nominalem und präzidiertem Flugpfad an den momentanen Flugbahnvektor an und stellt sie wie eine „traditionelle“ perspektivische Flugpfadanzeige dar. Stationäre Flugzustände werden damit als Gerade abgebildet; instationäre als Kurve.

Um die Limitierung großer Sichtwinkel bei der standardmäßigen planaren Projektion in synthetischen Sichtsystemen zu überwinden und so Flugpfadelemente bis zum Zeitpunkt des

Passierens anzeigen zu können, wurde das Verfahren der non-planaren Projektion auf die perspektivische Flugführungsanzeige übertragen.

In der Realisierungsphase wurde eine modular aufgebaute Programmbibliothek zur perspektivischen Flugfadanzeige entwickelt. Diese bietet neben einer Vielzahl vordefinierter Darstellungskonzepte die Möglichkeit, weitere Anzeigeformate effizient implementieren zu können. Über eine graphische Benutzerschnittstelle kann eine große Anzahl an Parametern für Untersuchungen oder Demonstrationen variiert werden.

Die operationelle Nutzbarkeit der in dieser Arbeit entwickelten Konzepte und softwaretechnischen Realisierung wurde in Simulatorversuchen durch Berufspiloten bestätigt. Die überarbeitete Standarddarstellung fand große Akzeptanz unter den Piloten und zeigte ebenso gute objektive Resultate. Die implizite Darstellung des Übergangsbogens verbesserte das Bewusstsein bezüglich des Kurveneinleitzeitpunktes. Die adaptive Blickrichtung stellt eine realistischere Modellierung der Blickrichtung dar und führt zu positiven Ergebnissen. Die adaptive Transparenz wird als geeignetes Mittel zur Verdeutlichung von Ablagen bei gleichzeitiger Wahrung der Übersichtlichkeit angesehen. Sehr positive Resultate liefert auch die Differenzmethode. Der mit dem Geradeausflug vergleichbare Informationsgehalt dieses Verfahrens führt im Kurvenflug zu einer Reduzierung der Streuungen von lateralen und vertikalen Ablagen sowie der Nick- und Rollwinkeldifferenzen. Allerdings müssen bezüglich des Situationsbewusstseins gegenüber der Standardanzeige Einbußen hingenommen werden. Die non-planare Projektion verbessert vor allem beim Navigieren in anspruchsvollem Gelände durch die Möglichkeit zur Anzeige großer Sichtwinkel die Übersicht und das geographische Situationsbewusstsein, ohne Details im Darstellungszentrum übermäßig zu reduzieren. Mit dem mittlerweile zum Patent angemeldeten Verfahren ist es möglich, auch Sichtwinkel von 180° oder mehr sinnvoll auf einer einzelnen Anzeige zu realisieren.

Im Ausblick auf zukünftige Entwicklungen wäre es empfehlenswert, Darstellungskonzepte für alle im Rahmen dieser Arbeit definierten Anwendungsfälle zu definieren, um ein Gesamtkonzept für den Flug vom Start bis zur Landung zu entwickeln. Diese müssen sich sinnvoll an den gültigen Randbedingungen des Luftverkehrssystems orientieren.

Um die Differenzmethode zu einem in allen Aspekten zu bevorzugenden Anzeigeformat weiter zu entwickeln, wäre es wünschenswert, das Situationsbewusstsein dieses Verfahrens zu verbessern.

Für die non-planare Projektion könnten weitere Abbildungsvorschriften zur Darstellung der gekrümmten Bildfläche auf dem Bildschirm generiert werden, die eventuell dynamisch die von der aktuellen Flugsituation abhängigen relevanten Bereiche vergrößert darstellt.

Literaturverzeichnis

- [Abb96] ABBINK, F.: *Integrated Free Flight and 4-D Gate-to-Gate Air Traffic Management: Possibilities, Promises and Problems*, (NLR Technical Paper No. TP 96239 U), Amsterdam, National Aerospace Library, 1996
- [AIR06] Airbus S.A.S.: *Global Market Forecast, The Future of Flying, 2006 – 2025*, November 2006
- [And95] ANDERSON, J. R.: *Kognitive Psychologie*, Spektrum Akademischer Verlag, Heidelberg, 1995
- [ARE98] ALBERT, O. et al.: *Das Forschungscockpit der TU Darmstadt: Ein Werkzeug zur Untersuchung neuer Cockpitkonzepte*, 40. DGLR Anthropotechnische Konferenz, Stuttgart, 1998
- [Ash98] ASHFORD, R.: *A Study of Fatal Approach-and-Landing Accidents Worldwide, 1980 – 1996*, Flight Safety Digest, Februar – März 1998
- [Atk96] ATKINS P. W.: *Physikalische Chemie, 2. Auflage*, VCH GmbH, Weinheim, 1996
- [BDK73] BRANDT, T., DICHGANS, J., KOENIG, E.: *Differential Effects of Central versus Peripheral Vision on Egocentric and Exocentric Motion Perception*, Springer Verlag, Berlin, 1973
- [Ber05] BERRET, E. M. S.: *Einfluß extraretinaler Signale auf die Analyse visueller Flußfelder*, Dissertation Eberhard-Karls-Universität Tübingen, 2005
- [BHV95] BELOW, C. et al.: *4D Flight Guidance Displays*, Proceedings SPIE Vol. 2463, Synthetic Vision for Vehicle Guidance and Control, 1995
- [BL91] BOKRANZ, R., LANDAU, K.: *Einführung in die Arbeitswissenschaft*, Ulmer Verlag, Stuttgart, 1991
- [BMS04] BAUER, S., MEUTER, M., SINDLINGER, A. et al.: *Human Factors Analyse von an digitale Anzeigesysteme angepassten Darstellungen publizierter Flugverfahren – Ergebnisse aus Simulatorflugversuchen*, DGLR-Bericht 2004-03, Warnemünde, 2004
- [BOE05] Boeing Commercial Airplanes: *Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents, Worldwide Operations 1959-2005*, May 2005
- [Bor42] BORNEMAN, E.: *Untersuchungen über den Grad der geistigen Beanspruchung, II. Teil: Praktische Ergebnisse*, Arbeitsphysiologie, 1942
- [Bou01] BOURKE, P.: *Computer Generated Angular Fisheye Projections*, <http://local.wasp.uwa.edu.au/~pbourke/projection/fisheye/>, 2001, (Stand 09.08.2007)
- [Bra04] BRANDSE, J. et al.: *Advanced Trajectory Design for the Tunnel-in-the-Sky Display: The Use of Clothoids*, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Providence, 2004
- [Bre98] BRENNDÖRFER, A.: *Visuelle Wahrnehmung: Objektwahrnehmung*, Seminararbeit, Universität Mannheim, 1998
- [Bro01] BROCKHAUS, R.: *Flugregelung, 2. Auflage*, Springer Verlag, 2001

- [Bro77] BROCKHAUS, R.: *Flugregelung I, Das Flugzeug als Regelstrecke*, R. Oldenbourg Verlag, München, Wien, 1977
- [Che04] Chelton Flight Systems: *FlightLogic Synthetic Vision EFIS*, http://www.cheltonflightsystems.com/Prod_cert_features.html, 2004 (Stand 10.04.2007)
- [Cou00] COULURIS, G. J.: *Detailed Description for CE6: En route Trajectory Negotiation*, NASA Ames Research Center, 2000
- [Dan99] DANIEL, J.-P.: *Aircraft Equipment Working Group, Final Report*, Flight Safety Digest, pp.93-111, November-Dezember 1998, Januar-Februar 1999
- [DGE92] DORIGHI, N. S. et al.: *Perspective Format for a Primary Flight Display and its Effect on Pilot Spatial Awareness*, Proceedings 11th Digital Avionics Systems Conference DASC, Seattle, 1992
- [Dij04] DIJKHUIZEN, F. J. et al.: *Four-Dimensional Guidance Displays: Theoretical Considerations and Experimental Evaluation*, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Providence, 2004
- [DIN87] Deutsches Institut für Normung e.V. 33414 Teil1: *Ergonomische Gestaltung von Warten*, 1987
- [DIN98] Deutsches Institut für Normung e.V. 5340: *Begriffe der physiologischen Optik*, 1998
- [EC06] Eurocontrol: *Long-Term Forecast, Flight Movements 2006 – 2025*, December 2006
- [EDT96] ENDERS, J. H. et al.: *Airport Safety: A Study of Accidents and Available Approach-and-Landing Aids*, Flight Safety Digest, März 1996
- [Eng01] ENGELS, K., *Realisierung und Untersuchung der Kommunikationsstruktur einer Simulationsarchitektur für einen verteilten Forschungssimulator*, Dissertation Technische Universität Darmstadt, Shaker Verlag, 2001
- [FAA05a] SMITH, K.: *Synthetic Vision and Pathway Depictions on the Primary Flight Display*, Advisory Circular AC 23-26, FAA, 2005
- [FAA05b] Federal Aviation Administration: *Implementation Progress of Capstone Phase II*, Summary for 2004, the MITRE Corporation, 2005
- [FAA06] Federal Aviation Administration: *FAA Aerospace Forecasts, Fiscal Years 2006 – 2017*, Februar 2006
- [FAA86] Federal Aviation Administration: *Airborne Multipurpose Electronic Displays*, Technical Standard Order TSO-C113, FAA, 1986
- [FAA87] Federal Aviation Administration: *Transport Category Airplane Electronic Display Systems*, Advisory Circular AC 25-11, FAA, 1987
- [FDF97] FOLEY, J. D., VAN DAM, A., FEINER, S. K.: *Computer Graphics: Principles and Practice, Second Edition in C*, Addison-Wesley, Reading, Mass., 1997
- [For02] FORBRIG, P.: *Objektorientierte Softwareentwicklung mit UML*, Fachbuchverlag Leipzig, 2002

- [FSF99] Flight Safety Foundation: *Killers in Aviation: FSF Task Force Presents Facts About Approach-and-Landing and Controlled-flight-into-terrain Accidents*, Flight Safety Digest, November-Dezember 1998, Januar-Februar 1999
- [Gib50] GIBSON, J. J.: *The Perception of the Visual World*, Houghton Mifflin, Boston, 1950
- [Gib66] GIBSON, J. J.: *The Senses Considered as Perceptual System*, Houghton Mifflin Company, 1966
- [GM76] GRUNWALD, A. J., MERHAV, S. J.: *Vehicular Control by Visual Field Cues – Analytical Model and Experimental Validation*, IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, SMC-6 (12), 1976, zitiert durch [Mul99]
- [GM78] GRUNWALD, A. J., MERHAV, S. J.: *Effectiveness of Basic Display Augmentation in Vehicular Control by Visual Field Cues*, IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, SMC-8 (9), 1978, zitiert durch [Mul99]
- [God88] GODTHELP, H.: *The Limits of Path Error-neglecting in Straight Lane Driving*, Ergonomics, Vol. 31, no. 4, 1988
- [Gol02] GOLDSTEIN, E. B.: *Wahrnehmungspsychologie*, Spektrum Akademischer Verlag, Heidelberg, 2002
- [GRH80] GRUNWALD, A. et al.: *Evaluation of a Computer-Generated Perspective Tunnel Display for Flight-Path Following*, NASA Technical Paper 1736, 1980
- [GRH81] GRUNWALD, A. J., ROBERTSON, J. B., HATFIELD, J. J.: *Experimental Evaluation of a Perspective Tunnel Display for Three-Dimensional Helicopter Approaches*, Journal of Guidance and Control, Vol. 4, AIAA , 1981
- [Gru84] GRUNWALD, A. J.: *Tunnel Display for Four-Dimensional Fixed-Wing Aircraft Approaches*, Journal of Guidance and Control Vol. 7, 1984
- [Gru96a] GRUNWALD, A. J.: *Improved Tunnel Display for Curved Trajectory Following: Control Considerations*, Journal of Guidance and Control, Vol. 19, AIAA, 1996
- [Gru96b] GRUNWALD, A. J.: *Improved Tunnel Display for Curved Trajectory Following: Experimental Evaluation*, Journal of Guidance and Control, Vol. 19, AIAA, 1996
- [Hon06] Honeywell: *Honeywell Integrated Primary Flight Display*, Informationsbroschüre, Honeywell International Inc., 2006
- [HS88] HART, S.G., STAVELAND, L. E.: *Development of the NASA-TLX (Task Load Index): Results of Empirical and Theoretical Research*, in: Hancock, P., Meshkati, N.: *Human Mental Workload*, Amsterdam, North Holland
- [Hug05] HUGES, D.: *MMW Ready to Roll*, Aviation Week & Space Technology, 28. November 2005
- [Hut01] HUTH, C., *Entwicklung eines Modellmanagementsystems als Bestandteil einer verteilten Simulationsarchitektur eines Forschungssimulators*, Dissertation Technische Universität Darmstadt, 2001
- [ICAO06] ICAO Common Taxonomy Team: *Phase of Flight Definitions and Usage Notes*, International Civil Aviation Organization, 2006

- [ICAO93] ICAO, *Procedures for Air Navigation Services, Aircraft Operations, Volume I, Flight Procedures, Fourth Edition*, International Civil Aviation Organization, 1993
- [JAR98] JAR-OPS 1: *Gewerbsmäßige Beförderung von Personen und Sachen in Flugzeugen*, Joint Aviation Requirements: Operations, Joint Aviation Authorities, 1998
- [Jea99] JEANNOT, E.: *Situation Awareness: Recommendations to Project Leaders*, EEC Draft Note, Eurocontrol Experimental Center, 1999
- [Jen81] JENSEN, R. S.: *Prediction and Quickening in Perspective Flight Displays for Curved Landing Approaches*, Human Factors 23(3), 1981
- [Joh93] JOHANNSEN, G.: *Mensch-Maschine Systeme*, Springer Verlag, Berlin, 1993
- [Jus04] Just Flight: *A340 Professional, Erweiterungsprogramm für den Microsoft Flight Simulator 2004/2002*, 2004
- [KA68] KONDO, M., AJIMINE, A.: *Driver's Sight Point and Dynamics of the Driver-Vehicle-System Related to it*, SAE Technical Paper 680104
- [Kau98] KAUFHOLD, R.: *Konzeption und Erprobung der Visualisierung von Geländeinformationen in Flugführungsanzeigen*, Dissertation TU Darmstadt, Shaker Verlag, 1998
- [KH99] KHATWA, R., HELMREICH, R. L.: *Data Acquisition and Analysis Working Group, Final Report*, Flight Safety Digest, pp.1-77, November-Dezember 1998, Januar-Februar 1999
- [Kli06] KLINGAUF, U.: *Flugmechanik I, Flugleistungen*, Skriptum zur Vorlesung, TU Darmstadt, 2006
- [KPB04] KRAMER, L. J. et al.: *Flight Test Evaluation of Synthetic Vision Concepts at a Terrain Challenging Airport*, NASA STI Report, NASA/TP-2004-212997, 2004
- [KR96] KHATWA, R., ROELEN, A. L. C.: *An Analysis of Controlled-flight-into-terrain (CFIT) Accidents of Commercial Operators, 1988 Through 1994*, Flight Safety Digest, April – Mai 1996
- [KW07] KÖHNE, A., WÖBNER, M.: *Geodäsie: Kartenprojektionen*, <http://www.kowoma.de/gps/geo/Projektionen.htm>, 2007, (Stand 10.08.2007)
- [LW06] LOVEREDE, T., WEISSTEIN, E. W.: *Fisheye Perspective*, <http://mathworld.wolfram.com/FisheyePerspective.html>, 2006, (Stand 10.08.2007)
- [Mal98] MALLOT, H. A.: *Sehen und die visuelle Verarbeitung von Informationen*, Vieweg Verlag, Braunschweig, 1998
- [Mar82] MARR, D.: *Vision: A Computational Investigation into the Human Representation and Processing of Visual Information*, Freeman, New York, 1982
- [McK99] MCKINNEY, D.: *Operations and Training Working Group, Final Report*, Flight Safety Digest, pp.78-92, November-Dezember 1998, Januar-Februar 1999

- [Mer06] Mercury Computer Systems: *VistaNav: Portable Synthetic Vision for Your World*, VistaNav Data Sheet, 2006
- [Met75] METZGER, W.: *Gesetze des Sehens*, Verlag Waldemar Kramer, Frankfurt am Main, 1975
- [Meu08] MEUTER, M.: *Algorithmen zur verbesserten Berechnung von Soll-Trajektorien in perspektivischen Flugpfadanzeigen*, Dissertation TU Darmstadt, in Arbeit, 2008
- [MS94] MÖLLER, H., SACHS, G.: *Synthetic Vision for Enhancing Poor Visibility Flight Operations*, IEEE AES Systems Magazine, März 1994
- [Mul03a] MULDER, M.: *An Information-Centered Analysis of the Tunnel-in-the-Sky Display, Part One: Straight Tunnel Trajectories*, The International Journal of Aviation Psychology 13, 2003
- [Mul03b] MULDER, M.: *An Information-Centered Analysis of the Tunnel-in-the-Sky Display, Part Two: Curved Tunnel Trajectories*, The International Journal of Aviation Psychology 13, 2003
- [Mul99] MULDER, M.: *Cybernetics of Tunnel-in-the-Sky Displays*, Dissertation TU Delft, Delft University Press, 1999
- [MV06] MULDER, M., VAN DER VAART, H. J. C.: *An Information-Centered Analysis of the Tunnel-in-the-Sky Display, Part 3: The Interception of Curved Trajectories*, The International Journal of Aviation Psychology 16, 2006
- [NB75] NEISSER, U., BECKLEN, R.: *Selective Looking: Attending to Visually Specified Events*, Cognitive Psychology 7, 1975, zitiert durch [And95]
- [NG01] NEWMAN, R. L., GREELEY, K. W.: *Cockpit Displays: Test and Evaluation*, Ashgate Publishing Ltd., Aldershot, UK, 2001
- [NVI04] NVIDIA CORPORATION: *OpenGL Cube Map Texturing*, http://developer.nvidia.com/object/cube_map_ogl_tutorial.html, NVIDIA, 2004 (Stand 12.12.2007)
- [OMG07] Object Management Group: *Unified Modeling Language: Superstructure*, Version 2.1.1, OMG, 2007
- [PAK04] PRINZEL III, L. J. et al.: *Pathway Concepts Experiment for Head-down Synthetic Vision Displays*, Proceedings SPIE Vol. 5424, Enhanced and Synthetic Vision 2004, Orlando, 2004
- [PR94] PALMER, S. E., ROCK, I.: *Rethinking Perceptual Organization: The Role of Uniform Connectedness*, Psychonomic Bulletin and Review 1(1), 1994
- [PSM06] PSCHIERER, C., SINDLINGER, A., MEUTER, M., BARRACI, N. et al.: *A Dynamic Channel Depiction of Navigation Data in Synthetic Vision Displays*, Proceedings 25th Digital Avionics Systems Conference DSAC, Portland, 2006
- [Pur99] PURPUS, M.: *Die Rolle der Prädiktion in dreidimensionalen Flugführungsdarstellungen*, Dissertation TU Darmstadt, Shaker Verlag, 1999
- [Rin03] RINNE, H.: *Taschenbuch der Statistik*, Verlag Harri Deutsch, Frankfurt, 2003
- [RTCA01] Radio Technical Commission for Aeronautics: *User Requirements for Aerodrome Mapping Information*, RTCA DO-272, 2001

- [RTCA02] Radio Technical Commission for Aeronautics: *User Requirements for Terrain and Obstacle Data*, RTCA DO-276, 2002
- [RTCA92] Radio Technical Commission for Aeronautics: *Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification*, RTCA DO-178B, 1992
- [RTCA95] Radio Technical Commission for Aeronautics: *Task Force 3 Final Report on Free Flight Implementation*, RTCA, 1995
- [SA06] SEGAL, M., AKELEY, K.: *The OpenGL Graphics System: A Specification*, Version 2.1, www.opengl.org, 2006
- [SAE03] Society of Automotive Engineers: *Human Factor Considerations in the Design of Multifunction Display Systems for Civil Aircraft*, Aerospace Recommended Practice ARP5364, SAE International, 2003
- [Sch58] SCHOBER, H.: *Das Sehen, Band 2*, VEB Fachbuchverlag, Leipzig, 1958
- [Sch93] SCHMIDTKE, H.: *Ergonomie*, Hanser Verlag, München, 1993
- [SHE95] SCHNELL, R., HILL, P. B., ESSER, E.: *Methoden der empirischen Sozialforschung*, Oldenbourg R. Verlag, 1995
- [Sin05] SINDLINGER, A.: *Procedure of the Session 'Use Case for Trajectory Depiction' for the Pilot Workshop*, 1SVS3_T3, Projektdokumentation, Jeppesen Enhanced Channel Project, Jeppesen - TUD, 2005
- [Sin07] SINDLINGER, A. (Erfinder), TU Darmstadt (Anmelder): *Verfahren zur Darstellung von Fluginformationen und Anzeigeelement*, Patentanmeldung DE 10 2007 061 273.9: 19.12.2007
- [SMB06a] SINDLINGER, A. et al.: *Synthetic Vision Helicopter Flights using High Resolution LIDAR Terrain Data*, Proceedings SPIE Vol. 6226, Enhanced and Synthetic Vision, Verly J. G., 2006
- [SMB06b] SINDLINGER, A., MEUTER, M., BARRACI, N.: *Results From Human Factor Experiments*, Jeppesen – TU Darmstadt Project: JIT-SVS Enhanced Channel, Deliverable 5SVS2, 2006
- [Sos99] SOSNA, D.: *Kartennetz-Entwürfe*, Material zur Vorlesung Geoinformationssysteme I, Uni Leipzig, <http://www.informatik.uni-leipzig.de/~sosna/karten/netze.html#inhalt>, 1999 (Stand 20.08.2007)
- [Sun80] SUNDERMEIER, P.: *Untersuchung zur Verlagerung der Pilotentätigkeit auf eine höhere hierarchische Stufe der Flugführung*, Dissertation, TU Braunschweig, 1980, zitiert durch [Bro01]
- [Tay90] TAYLOR, R. M.: *Situational Awareness Rating Technique (SART): The Development of a Tool for Aircrew Systems Design*, in: *Situational Awareness in Aerospace Operations*, AGARD-CP-478, Neuilly-sur-Seine, France 1990
- [TM95] THEUNISSEN, E., MULDER, M.: *Error-Neglecting Control with Perspective Flightpath Displays*, 8th International Symposium on Aviation Psychology, Columbus, OH, 1995
- [TW04] THOMAS, L. C., WICKENS, C. D.: *Eye-tracking and Individual Differences in Off-normal Event Detection when Flying with a Synthetic Vision System Display*, Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society, Santa Monica, 2004

- [UM82] UNGERLEIDER, G. L., MISHKIN, L.: *Two Visual Cortical Systems*, Cambridge, Mass., MIT Press 1982
- [Van99] VANDEL, R.: *Air Traffic Control Training and Procedures / Airport Facilities Working Group*, Flight Safety Digest, pp.112-121, November-Dezember 1998, Januar-Februar 1999
- [VEM05] VERNALEKEN, C. et al.: *The European Research Project ISAWARE II: A more Intuitive Flight Deck for Future Airlines*, Proceedings SPIE Vol. 5802, Enhanced and Synthetic Vision, Verly J. G., 2005
- [Ver05] VERSCHRAGEN, E. J. G et al.: *Track-Recovery Support for Tunnel-in-the-Sky Displays*, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, San Francisco, 2005
- [W3C00] World Wide Web Consortium: *Techniques for Accessibility Evaluation and Repair Tools*, W3C working draft, 2000
- [W3C07] World Wide Web Consortium: *Web Content Accessibility Guidelines 2.0*, W3C working draft, 2007
- [WAH03] WICKENS, C. D., ALEXANDER, A. L., HARDY, T. J.: *The Primary Flight Display and Its Pathway Guidance: Workload, Performance, and Situation Awareness*, Final Technical Report, AHFD-03-2/NASA-03-1, NASA, 2003
- [Wal06] WALDINGER, P.: *Flugverkehrsmanagement und Flugsicherung*, Skript zur Vorlesung Wintersemester 2006-2007, TU Darmstadt, 2006
- [War04] WARE, C.: *Information Visualization - Perception for Design*, Morgan Kaufmann Publishers, San Francisco, 2004
- [WBS03] WIPPLINGER, P., BAUER, S., SINDLINGER, A., et al.: *Human Factors Flight trial analysis for 2D situation awareness and 3D Synthetic Vision Displays*, DGLR-Bericht 2003-04
- [Wei06] WEIDENHAMMER, P.: *Mission possible*, Süddeutsche Zeitung – Innovate!, http://www.innovate-sz.de/beitrag_druckversion_2049961.html (Stand 01.06.2007)
- [Wer94a] WERNECKE, J.: *The Inventor Mentor: Programming Object-Oriented 3D Graphics with OpenInventor*, 2. Auflage, Addison Wesley, 1994
- [Wer94b] WERNECKE, J.: *The Inventor Toolmaker: Extending OpenInventor*, 2. Auflage, Addison Wesley, 1994
- [WGL97] WICKENS, C. D., GORDON, S. E., LIU, Y.: *An Introduction to Human Factors Engineering*, Addison Wesley Longman, Inc. 1997
- [WHH89] WICKENS, C. D., HASKELL I., HARTE K.: *Perspective Flight Path Displays*, Final Technical Report, University of Illinois, 1989
- [Wie05] WIESEMANN, T.: *Konzeption und Entwicklung eines adaptiven Geländemodells zur progressiven Übertragung und Darstellung von Geländedaten in 3D-Flugführungsanzeigen*, Dissertation Technische Universität Darmstadt, Shaker Verlag, 2005
- [Wie77] WIENER, E. L.: *Controlled Flight into Terrain Accidents – System-induced Errors*, Human Factors, Vol. 19, pp. 171-181, April 1977

- [Wik07] Wikipedia online Enzyklopädie: Artikel *Raumwahrnehmung*, <http://de.wikipedia.org>, 2007, (Stand 16.05.2007)
- [Wil00] WILLIAMS, K. W.: *Impact of Highway-in-the-Sky Displays on Pilot Situation Awareness*, Civil Aeromedical Institute, FAA, 2000
- [Wil71] WILCKENS, V.: *On the Dependence of Information Display Quality Requirements Upon Human Characteristics and 'Pilot/Automatics'-Relations*, Proceedings of the 7th Annual Conference on Manual Control, NASA-SP-281, 1971
- [Wil73] WILCKENS, V.: *Improvements in Pilot/Aircraft-Integration by Advanced Contact Analog Displays*, Proceedings of the 9th Annual Conference on Manual Control, NASA-CR-128402, 1973, zitiert durch [Mul99]
- [Win71] WINER, B. J.: *Statistical Principles in Experimental Design*, 2nd Edition, McGraw-Hill Book Company, 1971
- [Wip05] WIPPLINGER, P.: *Untersuchung des Pilotenverhaltens bei HALS/DTOP-Anflügen*, Dissertation Technische Universität Darmstadt, Shaker Verlag, 2005
- [Wis99] WISEMAN, M.: *Einführung in SPSS für Windows*, Leibniz-Rechenzentrum München, http://www.lrz-muenchen.de/services/schulung/unterlagen/spss_90 (Stand 26.11.2007)
- [WS68] WILCKENS, V., SCHATTENMANN W.: *Test Results with new Analog Displays for All-Weather Landings*, AGARD Conference Proceedings No. 55, Amsterdam, 1968
- [WSB04] WIPPLINGER, P., SINDLINGER, A., BAUER, S., MEUTER, M.: *Report on the Results of the Colorado Flight Trials 2004*, Jeppesen – TU Darmstadt Project: Data Driven, Deliverable 12e, 2004
- [WW03] WILKIE, R. M., WANN, J. P.: *Eye-movements Aid the Control of Locomotion* Journal of Vision, 3(11):3, 2003
- [WWK01] WILLIAMS, D. M. et al.: *Concept of Operations for Commercial and Business Aircraft Synthetic Vision Systems*, NASA TM-2001-211058, 2001
- [Yeh04] YEH, M.: *Human Factors Considerations in the Design and Evaluation of Moving Map Displays of Ownship on the Airport Surface*, Human Factors Research and Engineering Division, FAA, 2004

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1.1.: Flugunfallstatistik nach [BOE05]	1
Abbildung 1.2.: Ursache für Flugunfälle nach [BOE05]	3
Abbildung 1.3.: Das Primary Flight Display (Airbus A340, [Jus04])	5
Abbildung 1.4.: Perspektivische Darstellung des Soll-Flugpfades im PFD (aus [Sin05])	7
Abbildung 1.5.: Modell der Flugführungsaufgabe nach [Bro77].....	8
Abbildung 2.1.: MARRS Modell zur Objektwahrnehmung (nach [Mar82]).....	13
Abbildung 2.2.: Veranschaulichung der Gestaltgesetze (nach [And95]).....	15
Abbildung 2.3.: Gestaltgesetz der Verbundenheit (aus [War04]).....	16
Abbildung 2.4.: Hinweisreize des Tiefensehens (nach [Gol02])	16
Abbildung 2.5.: Monokulare Hinweisreize des Tiefensehens (b) nach [Gol02], c) aus [Wik07], d) aus [Mal98]).....	17
Abbildung 2.6.: Visuelle Flussfelder (aus [WW03])	19
Abbildung 2.7.: Grundtypen der planaren Projektion	20
Abbildung 2.8.: Kavalier-, Kabinett- und perspektivische Projektion.....	21
Abbildung 2.9.: Perspektivische Projektion mit unterschiedlichen Sichtwinkeln	22
Abbildung 2.10.: Abhängigkeit von Sichtwinkel und minimaler Sichtweite des Flugpfades .	23
Abbildung 2.11.: Abbildungsgröße bei der perspektivischen Projektion	23
Abbildung 2.12.: Bahndefinition durch Fixpunkte (nach [Bro01])	26
Abbildung 2.13.: Kommandoanzeigen des Airbus A340 ([Jus04])	28
Abbildung 2.14.: Die Kanalanzeige von WILCKENS und SCHATTENMANN [WS68].....	31
Abbildung 2.15.: Aus der Tunnelanzeige ableitbare steuerungsrelevante Informationen (aus [GRH80])	33
Abbildung 2.16.: Kurvenscheiden bei der Kurveneinleitung mit dem Prädiktor.....	34
Abbildung 2.17.: Statische optische Informationen bei geraden Tunnelabschnitten: longitudinale und vertikale Elemente (aus [Mul99]).....	35
Abbildung 2.18.: Dynamische optische Informationen des Flussfeldes bei geraden Tunnelabschnitten (aus [Mul99]).....	36
Abbildung 2.19.: NASA-Tunneldarstellung beim Fliegen außerhalb des Tunnels	37
Abbildung 2.20.: NASA-Tunneldarstellung beim Fliegen innerhalb des Tunnels	37
Abbildung 2.21.: Dreiecksprädiktor, Visiersymbolik und Soll-Flugbahn (nach [Pur99]).....	39
Abbildung 2.22.: <i>FlightLogic Synthetic Vision</i> EFIS der Firma Chelton Flight Systems	40
Abbildung 2.23.: <i>VistaNav</i> MFD von Mercury Computer Systems [Mer06]	41
Abbildung 2.24.: Das <i>Nav3D SVS</i>	41
Abbildung 2.25.: <i>Vision-1</i> von Universal Avionics	42
Abbildung 2.26.: IPFD von Honeywell	43
Abbildung 3.1.: Unterscheidung der Anwendungsfälle „Anfangsanflug“ (links) und „Endanflug“ (rechts) (aus [PSM06])	46
Abbildung 3.2.: Definition von Anwendungsfällen anhand der momentanen Fluglage.....	49
Abbildung 3.3.: Informationsgehalt unterschiedlicher Querschnittsformate	51

Abbildung 3.4.: Absolute Distanz und Bahndistanz zur Simulation der atmosphärischen Perspektive	58
Abbildung 3.5.: Unbegrenzte Sichtweite (links), unabhängig begrenzte Sichtweite für Gerade und Kurve.....	60
Abbildung 3.6.: Konstante Linienstärke (links), bahndistanzabhängige Linienstärke (rechts)	61
Abbildung 3.7.: Flugpfad ohne Geländereferenz (oben), mit Referenz über Stützen (unten links) und mit Referenz über Schattenwurf (unten rechts)	64
Abbildung 3.8.: Vorschläge zur Anzeige der Ablage (links nach [Gru96a], rechts aus [PSM06]).....	66
Abbildung 3.9.: Ablagereferenz durch Anzeige der Mittellinien bei verhinderter Längsbewegung	67
Abbildung 3.10.: Erschwerte Elementzuordnung beim Kurvenflug.....	68
Abbildung 3.11.: Gleichmäßige adaptive Änderung der Querschnittsgeometrie	68
Abbildung 3.12.: Ungleichmäßige adaptive Änderung der Querschnittsgeometrie	69
Abbildung 3.13.: Lineare Intensitätsfunktion der Transparenz bei nicht qualitativer Ablagedarstellung	71
Abbildung 3.14.: Quadratische Intensitätsfunktion der Transparenz bei nicht qualitativer Ablagedarstellung	72
Abbildung 3.15.: Lineare Intensitätsfunktion der Transparenz bei qualitativer Ablagedarstellung	73
Abbildung 3.16.: Nicht qualifizierte (links), qualifizierte (Mitte) und „invertierte“ qualifizierte Ablagedarstellung (rechts).....	74
Abbildung 3.17.: Unterschiedliche Ablagedarstellungen durch adaptiven Kontrast.....	75
Abbildung 3.18.: Rollwinkelverlauf bei der Kurvein- und -ausleitung.....	76
Abbildung 3.19.: Tangentenpunkt (TP) und Kurvenbeginn (KB) (nach [Mul99]).....	77
Abbildung 3.20.: Probleme der expliziten Anzeige des Soll-Rollwinkels.....	78
Abbildung 3.21.: Implizite Darstellung des Zeitpunktes, der Länge und der Rollvorgabe des Übergangsbogens.....	80
Abbildung 3.22.: Minimale Sichtweiten in Kurven	81
Abbildung 3.23.: Übergangsbogen mit Hilfselement.....	82
Abbildung 3.24.: Adaptive Blickrichtung (Spalten: Draufsicht, perspektivische Ansicht mit nicht rotiertem Querschnitt, perspektivische Ansicht mit rotiertem Querschnitt, Zeilen: ohne adaptive Blickrichtung, Blickrichtung adaptiert auf Zentrum des nächsten Querelements, Blickrichtung rechtwinklig auf das nächste Querelement adaptiert).....	84
Abbildung 3.25.: Zusammenhang zwischen Blickrichtungsdifferenz v_m und Abstand l	86
Abbildung 3.26.: Denkbare Alternativen der adaptiven Blickrichtung	87
Abbildung 3.27.: Typischer Rollwinkelverlauf auf Kurvensegmenten (aus [SMB06b])	89
Abbildung 3.28.: Projektion entlang kreisförmiger Linien gleicher Radien.....	90
Abbildung 3.29.: Projektion entlang kreisförmiger Linien unterschiedlicher Radien	90
Abbildung 3.30.: Differenzmethode Variante 1	92
Abbildung 3.31.: Differenzmethode Variante 2.....	94

Abbildung 3.32.: Flugzeugfeste Längsachse (links) oder Bahnlängsachse (rechts) als Geradeausachse der virtuellen Fehlerindikation	95
Abbildung 3.33.: Änderung der Geometrie in der Kurve: Variation der Berechnungsparameter (links), Skalierung des Querschnitts (rechts)	97
Abbildung 3.34.: Verzerrungen bei der planaren Projektion	98
Abbildung 3.35.: Entwicklung der normierten Längen im Innen- (links) und Außenbereich (rechts) der planaren Projektion in Abhängigkeit des Sichtwinkels	99
Abbildung 3.36.: Sphärische Projektion	100
Abbildung 3.37.: ELUMENS VisionStation ©	100
Abbildung 3.38.: Planare Darstellung des Kugelsegmentes: orthographische azimutale Projektion (links), äquidistante azimutale Projektion (rechts) (nach [Bou01])	101
Abbildung 3.39.: Entwicklung der normierten Längen im Innen- (links) und Außenbereich (rechts) non-planarer Projektionen in Abhängigkeit des Sichtwinkels.....	102
Abbildung 3.40.: Beispiel einer <i>Fisheye</i> -Projektion mit einem Sichtwinkel von 180° (aus [LW06])	102
Abbildung 4.1.: Aktivitätsdiagramm zur vereinfachten Darstellung der Hauptprozesse des FSR-SVS	103
Abbildung 4.2.: Ausgangssituation und überarbeitete Version des FSR-SVS	104
Abbildung 4.3.: UML-Klassendiagramm zur Übersicht über die Flugfadklassen.....	106
Abbildung 4.4.: Zusammenfassung mehrerer Teildarstellungen zu Darstellungskonzepten.	109
Abbildung 4.5.: Überarbeitetes Standard-Darstellungskonzept und Transitionskonzept	110
Abbildung 4.6.: Differenzmethode (links) und Standardanzeige (rechts) während des Kurvenanflugs, der Kurveneinleitung, des Kurvenfluges und vor der Kurvenausleitung	112
Abbildung 4.7.: Beispielhafte Darstellung der Projektionen für das <i>Cube Mapping</i>	113
Abbildung 4.8.: Abbildung der Texturen des <i>Cube Mapping</i> auf non-planare Flächen.....	113
Abbildung 4.9.: Beispiel für verschiedene Projektionsarten.....	114
Abbildung 4.10.: Benutzerschnittstelle zur Kontrolle der Flugpfaddarstellung	115
Abbildung 5.1.: Simulationsumgebung.....	118
Abbildung 5.2.: ND (links) und PFD (rechts) für die Simulatoruntersuchungen	120
Abbildung 5.3.: Standardanzeige auf der Geraden (links) und in der Kurve (rechts).....	121
Abbildung 5.4.: Datenreduktion und Auswertung	123
Abbildung 5.5.: Videoapplikation (links) und Hinweissymbole (rechts)	124
Abbildung 5.6.: Histogramm und Summenfunktion gruppiert nach „Art der Verdeutlichung des Kurveneinleitzeitpunktes“	127
Abbildung 5.7.: Histogramm und Summenfunktion gruppiert nach „Sichtwinkel und Projektionsart“	128
Abbildung 5.8.: Box-Diagramme für die analysierten Parameter des Kurvenübergangs.....	132
Abbildung 5.9.: Box-Diagramme für die analysierten Parameter des Kurvenfluges.....	134
Abbildung 5.10.: Box-Diagramme für die analysierten Parameter des Kurvenübergangs....	138
Abbildung 5.11.: Box-Diagramme für die analysierten Parameter des Kurvenfluges (1).....	140
Abbildung 5.12.: Box-Diagramme für die analysierten Parameter des Kurvenfluges (2).....	141

Abbildung 5.13.: Box-Diagramme der lateralen Ablage im Falle nicht rotierter Querelemente	142
Abbildung 5.14.: Darstellung ohne Adaption (oben) und maximaler Adaption der Blickrichtung (unten)	143
Abbildung 5.15.: Box-Diagramme für die analysierten Parameter des Kurvenfluges.....	146
Abbildung 5.16.: Zu bestätigendes Element (links) und nicht zu bestätigendes Element der Sekundäraufgabe	148
Abbildung 5.17.: Box-Diagramme für die analysierten Parameter des Kurvenfluges.....	150
Abbildung 5.18.: Box-Diagramme der Sekundäraufgabe	151