



Masterarbeit

Analyse und Bewertung des Laser-Doppler-Anemometers als Fluggeschwindigkeitssensor in Commercial-Air-Transport-Flugzeugen

Marius Lichtl

Zeitraum: 01.04.2023-30.09.2023

Betreuer: Dr.-Ing. Bastian Lüttig
Dr. rer. Nat. Oliver Kliebisch
M.Sc. Hugo Uittenbosch

Institut für Luftfahrtsysteme
Universität Stuttgart
Professor Dr.-Ing. Björn Annighöfer
Professorin Dr.-Ing. Zamira Daw

Nr. M-104



Standard Sperrvermerk der Universität Stuttgart für „externe“ studentische Arbeiten (Bachelorarbeiten, Masterarbeiten, etc.), die der Geheimhaltung unterliegen

Vertraulich

1. Diese Arbeit ist eine Prüfungsarbeit, die vertrauliche Informationen Dritter (Unternehmen) enthält und der Geheimhaltung (Verschwiegenheitspflicht) unterliegt. Diese Arbeit darf nur Personen zugänglich gemacht werden, wenn und soweit die ordnungsgemäße Durchführung des Prüfungsverfahrens dies erfordert. Dies umfasst sämtliche Schritte des Prüfungsverfahrens, einschließlich des Rechtswegs gegen Prüfungsentscheidungen und einer eventuellen Plagiatsprüfung; maßgeblich sind die Bestimmungen der jeweiligen Studien- und Prüfungsordnung und die gesetzlichen Bestimmungen.
2. Alle Mitarbeiter und Mitarbeiterinnen der Universität Stuttgart, denen diese Arbeit zugänglich gemacht wird, haben über den Inhalt der Arbeit Stillschweigen zu wahren. Diese Verschwiegenheitspflicht gilt gegenüber sämtlichen Personen, die mit dieser Arbeit nicht betraut sind. Hiervon unberührt bleiben die dienst- bzw. arbeitsrechtliche Verschwiegenheitspflicht der Beschäftigten der Universität Stuttgart nach den einschlägigen Bestimmungen (z.B. § 37 Beamtenstatusgesetz - BeamtStG, § 57 Landesbeamtengesetz - LBG, § 3 Abs. 2 TV-L) und gesetzliche Verschwiegenheitspflichten (§ 3b Landesverwaltungsverfahrensgesetz - Geheimhaltung von Betriebs- und Geschäftsgeheimnissen, § 17 UWG - Verrat von Geschäfts- und Betriebsgeheimnissen, § 203 StGB - Verletzung von Privatgeheimnissen, § 353b StGB - Verletzung des Dienstgeheimnisses und einer besonderen Geheimhaltungspflicht, u.a.).
3. Die Geheimhaltung entfällt oder endet, wenn und soweit
 - a) die Information öffentlich bekannt ist,
 - b) die betroffene Person (Unternehmen) in die Offenbarung der Information schriftlich eingewilligt hat,
 - c) die Information dem Empfänger auf anderem Wege als durch die betroffene Person (Unternehmen) bekannt wurde und hierbei durch niemanden eine Geheimhaltungspflicht verletzt wurde oder
 - d) die Offenbarung der Information durch ein Gesetz oder aufgrund eines Gesetzes erlaubt ist.Im Übrigen endet die Geheimhaltung am 30.09.2024 (konkretes Datum mit dem jeweiligen Unternehmen abstimmen, maximal 5 Jahre ab Abgabedatum der Arbeit)
4. Diese Arbeit ist für die Dauer der Geheimhaltung am Institut für Luftfahrtsysteme an einem sicheren Ort aufzubewahren. Während der Dauer der Geheimhaltung ist jede Zugänglichmachung der Arbeit und die Kenntnisnahme des oder der Beschäftigten der Universität Stuttgart von dieser Geheimhaltung nachweisbar zu dokumentieren.

Stuttgart, den 28.09.2022

Prof. Dr.
Institutsleiter/-in

Institutsstempel



MASTERARBEIT

Analyse und Bewertung des Laser-Doppler-Anemometers als Fluggeschwindigkeitssensor in Commerial-Air-Transport-Flugzeugen

Kontext

Die Fluggeschwindigkeit, Indicated Air Speed, ist eine wesentliche Information für die digitale Flugsteuerung und die Piloten. Aktuelle Systeme setzen auf Pitot-Sonden, die durch Messung des Staudrucks und des statischen Drucks die Indicated Air Speed bestimmen. Zahlreiche Flugunfälle durch vereiste oder verstopfte Pitot-Rohre führten dazu, dass Abdeckungen und Heizungen installiert wurden. Alternative Methoden zur Bestimmung der Air Speed werden derzeit am Institut für Technische Physik (DLR) entwickelt und wurden in zwei Flugmesskampagnen getestet.

Das Laser-Doppler-Anemometer (LDA) bietet als optische Messtechnik das Potential, den Vektor der Anströmung im Flug berührungsfrei und fernab des aerodynamischen Einflusses eines Flugzeuges zu bestimmen. Da es sich zudem um eine Technologie handelt, die auf das aktive Emittieren von Laserstrahlung angewiesen ist, lässt sich eine kontinuierliche Selbstdiagnose durchführen.

Aufgabe

Im Zuge dieser Arbeit soll evaluiert werden, wie das Laser-Doppler-Anemometer in bestehende und neue Flugzeuge integriert werden kann. Dazu soll zuerst analysiert werden, welche Anforderungen gelten und wie diese durch das LDA erfüllt werden können. Der State-of-the-Art in der Luftfahrzeugsystementwicklung beruft sich auf ARP4754A (Systementwicklung) und ARP4751 (Safety-Assessment) und soll die Grundlage der Analysen bilden. Es soll bewertet werden, wie Umgebungseinflüsse das Messprinzip beeinflussen können. Schließlich soll analysiert werden, unter welchen Umständen das LDA fehlerhafte Werte liefert.

Die Arbeitsschritte im Einzelnen:

1. Einarbeitung in die Grundlagen
 - a) Anforderungen an Sensoren in Luftfahrzeugen
 - b) Safety-Analysen für Luftfahrzeuge
 - c) Funktionsweise des LDA-Sensors
2. Ausarbeitung der Anforderungen an einen Air-Speed-Sensor gem. CS-25
3. Durchführung der Particular Risks Analysis gem. ARP 4761
 - a) Identifikation der Gefährdungen
 - b) Bewertung und Ausbreitung auf System-Ebene
4. Durchführung der Failure Modes Effects Analysis gem. ARP4761
 - a) Aufteilung des Systems in handhabbare Sub-Systeme
 - b) Systembeschreibung
 - c) Vorbereitung der FMEA mit geeigneten Failure Modes und Failure Rates, z.B. MIL HANDBK 338B und 217F

- d) Bewertung und Ausbreitung auf System-Ebene
- e) Moderierte FMEA-Sessions mit System-Experten
- 5. Durchführung der Common Cause Analysis gem. ARP4761
 - a) Identifikation gemeinsamer Risiken, die sich nicht durch Vervielfachung der Sensorik verringern lassen
 - b) Identifikation gemeinsamer Risiken von Pitot-Static-Probes und LDA
- 6. Formulierung geeigneter Mitigationsmaßnahmen
- 7. Dokumentation der Ergebnisse

Die Ergebnisse der Arbeit sind in einem Vortrag zu präsentieren.

Beginn: 01.04.2023
Abgabe: 31.10.2023
Betreuer ILS: Dr.-Ing. Bastian Lüttig
Betreuer DLR: M.Sc. Hugo Uittenbosch
Betreuer DLR: Dr. rer. nat. Oliver Kliebisch
Prüfer: Prof. Björn Annighöfer

Datum, Unterschrift Betreuer: _____

Datum, Unterschrift Student: _____

Rechtliche Bestimmungen: Der/die Bearbeiter/in ist grundsätzlich nicht berechtigt, irgendwelche Arbeits- und Forschungsergebnisse, von denen er/sie bei der Bearbeitung Kenntnis erhält, ohne Genehmigung des/der Betreuers/in dritten Personen zugänglich zu machen. Bezüglich erreichter Forschungsleistungen gilt das Gesetz über Urheberrecht und verwendete Schutzrecht (Bundesgesetzblatt I/S. 1273, Urheberschutzgesetz vom 09.09.1965). Der/die Bearbeiter/in hat das Recht, seine/ihre Erkenntnisse zu veröffentlichen, soweit keine Erkenntnisse und Leistungen der betreuenden Institute und Unternehmen eingeflossen sind. Die von der Studienrichtung erlassenen Richtlinien zur Anfertigung der Bachelor-/Masterarbeit sowie die Prüfungsordnung sind zu beachten.

Selbständigkeitserklärung

Hiermit versichere ich, dass ich diese Masterarbeit selbständig mit Unterstützung des Betreuers/der Betreuer angefertigt und keine anderen als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel verwendet habe. Die Arbeit oder wesentliche Bestandteile davon sind weder an dieser noch an einer anderen Bildungseinrichtung bereits zur Erlangung eines Abschlusses eingereicht worden.

Ich erkläre weiterhin, bei der Erstellung der Arbeit die einschlägigen Bestimmungen zum Urheberschutz fremder Beiträge entsprechend den Regeln guter wissenschaftlicher Praxis¹ eingehalten zu haben. Soweit meine Arbeit fremde Beiträge (z.B. Bilder, Zeichnungen, Testpassagen etc.) enthält, habe ich diese Beiträge als solche gekennzeichnet (Zitat, Quellenangaben) und eventuell erforderlichenfalls die Zustimmung der Urheber zu Nutzung dieser Beiträge in meiner Arbeit eingeholt. Mir ist bekannt, dass ich im Falle einer schuldhaften Verletzung dieser Pflichten die daraus entstehenden Konsequenzen zu tragen habe.

Stuttgart, den 30.09.2023

Marius Lichtl

¹Nachzulesen in den DFG-Empfehlungen zur „Sicherung guter wissenschaftlicher Praxis“ bzw. in der Satzung der Universität Stuttgart zur „Sicherung der Integrität wissenschaftlicher Praxis und zum Umgang mit Fehlverhalten in der Wissenschaft“

Nutzungsrechteklärung

Hiermit erkläre ich mich damit einverstanden, dass meine Masterarbeit zum Thema:

Analyse und Bewertung des Laser-Doppler-Anemometers als Fluggeschwindigkeitssensor in Commercial-Air-Transport-Flugzeugen

in der Institutsbibliothek des Institutes für Luftfahrtsysteme mit sofortiger Wirkung öffentlich zugänglich aufbewahrt und die Arbeit auf der Institutswebseite sowie im Online-Katalog der Universitätsbibliothek erfasst wird. Letzteres bedeutet eine dauerhafte, weltweite Sichtbarkeit der bibliographischen Daten der Arbeit (Titel, Autor, Erscheinungsjahr, etc.).

Nach Abschluss der Arbeit werde ich zu diesem Zweck meinem Betreuer neben dem Prüfaxemplar eine weitere gedruckte sowie eine digitale Fassung übergeben.

Der Universität Stuttgart übertrage ich das Eigentum an diesen zusätzlichen Fassungen und räume dem Institut für Luftfahrtsysteme an dieser Arbeit und an den im Rahmen dieser Arbeit von mir erzeugten Arbeitsergebnissen ein kostenloses, zeitlich und örtlich unbeschränktes, einfaches Nutzungsrecht für Zwecke der Forschung und der Lehre ein. Falls in Zusammenhang mit der Arbeit Nutzungsrechtsvereinbarungen des Instituts mit Dritten bestehen, gelten diese Vereinbarungen auch für die im Rahmen dieser Arbeit entstandenen Arbeitsergebnisse.

Stuttgart, den 30.09.2023

Marius Lichtl

Kurzzusammenfassung der Abschlussarbeit

Analyse und Bewertung des Laser-Doppler-Anemometers als Fluggeschwindigkeitssensor in Commercial-Air-Transport-Flugzeugen

Das Institut für Technische Physik des DLR hat ein Laser-Doppler-Anemometer (LDA) entwickelt, welches auf Grundlage des Dopplereffekts die wahre Fluggeschwindigkeit eines Luftfahrzeugs bestimmen kann. In Flugversuchen konnten die Leistungsfähigkeit und Methode des Systems nachgewiesen werden. Im Vergleich zu herkömmlichen Pitot-Static-Systemen und Anstellwinkelsensoren besteht der Vorteil, dass zur Bestimmung des Flugwindvektors nur eine optische Interaktion mit der das Luftfahrzeug umgebenden Strömung und Umwelt stattfinden muss. So müssen keine elektromechanischen Komponenten in die Strömung ragen.

Es sind diverse Zwischenfälle bekannt, deren Ursache die Verminderung der Leistungsfähigkeit der Sensoren durch Umweltbedingungen war. Ein LDA könnte aufgrund der unterschiedlichen Messmethodik eine Alternative und Ergänzung zu herkömmlichen Sensoren darstellen. Dadurch könnten einige Common-Cause-Fälle im Fluggeschwindigkeitsmesssystem, wie z.B. Verstopfen aller Pitot-Sonden durch Eisansatz, abgefangen werden.

Diese Arbeit untersuchte wie ein LDA in Luftfahrzeugen als Geschwindigkeitssensor eingesetzt werden kann und welche Anforderungen dafür gelten. Ebenfalls wurde überprüft, ob das System diesen Anforderungen gerecht wird. Eine weitere Fragestellung untersuchte unter welchen Umständen durch das System fehlerhafte Werte erzeugt werden können.

Um das System analysieren zu können wurden eine Particular Risk Analysis (PRA), Failure Modes Effects Analysis (FMEA) und Common Cause Analysis (CCA) gemäß SAE ARP 4761 durchgeführt.

Die Analysen haben ergeben, dass ein LDA-System nach aktuellen Standards eingesetzt werden kann. Vorausgesetzt die Anforderungen an die Systemsicherheit und Zuverlässigkeit können nachgewiesen werden. Die Auftrittswahrscheinlichkeit der gefunden Risiken und Fehlerfälle und deren Auftrittsrate bewegt sich Bereich herkömmlicher Sensoren wie Pitot-Static-Systemen. Für einige Risiken und Fehlerfälle besteht allerdings der Bedarf an weiterführenden Analysen und Tests. Fehlerhafte Werte können durch Fehler am Transceiver und in der Steuereinheit erzeugt werden. Die Auftrittswahrscheinlichkeit dieser Fehler wird als eher unwahrscheinlich eingeschätzt. Der Großteil der ermittelten Fehler und Risiken lassen sich einfach detektieren und führen zu einem passiven Ausfall des Systems.

Der Einsatz eines LDA-Systems als Backup-Sensor für Pitot-Static-Systemen ist denkbar.

Abstract of master thesis

Analysis and Evaluation of the Laser Doppler Anemometer as Airspeed Sensor in Commercial Air Transport Aircraft

The Institute of Technical Physics at DLR has developed a Laser Doppler Anemometer (LDA) capable of determining an aircraft's true airspeed based on the Doppler effect. Performance and system methodology were validated through flight tests. Compared to traditional Pitot-Static systems and angle-of-attack sensors, the advantage lies in the fact that determining the flight wind vector only requires optical interaction with the surrounding airflow and environment of the aircraft. This eliminates the need for electromechanical components protruding into the airflow.

Various incidents are known where environmental conditions led to a reduction in sensor performance. An LDA, due to its distinct measurement methodology, could serve as an alternative and complement to conventional sensors. This could potentially mitigate some Common Cause events in the airspeed measurement system, such as the simultaneous blocking of all Pitot probes by ice accumulation.

This study investigated how an LDA could be utilized as a velocity sensor in aircraft and what requirements apply to it. Furthermore, it was verified whether the system meets these requirements. Another aspect examined the circumstances under which the system could produce erroneous values.

To analyze the system, a Particular Risk Analysis (PRA), Failure Modes Effects Analysis (FMEA), and Common Cause Analysis (CCA) were conducted in accordance with SAE ARP 4761. The analysis has shown that an LDA system can be used in accordance with current standards, provided that the requirements for system safety and reliability can be demonstrated. The occurrence probability of identified risks and failure modes is in the range of conventional sensors like Pitot-Static systems. However, some risks and failure modes require further analysis and testing. Faulty values can be generated due to errors in the transceiver and control unit. The probability of occurrence of these errors is considered rather unlikely. Most of the identified faults and risks are easy to detect and result in a passive system failure.

The use of an LDA system as a backup sensor for Pitot-Static systems is conceivable.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	XV
Tabellenverzeichnis	XVII
Abkürzungsverzeichnis	XIX
Akronyme	XXI
1 Motivation und Zielsetzung	1
1.1 Aufbau der Arbeit und Zielsetzung	2
2 Grundlagen	3
2.1 Anforderungen an Sensoren	3
2.1.1 Genauigkeit	3
2.1.2 Integrität	3
2.1.3 Robustheit	4
2.1.4 Charakterisierung	4
2.2 Safety-Analysen für Luftfahrtsysteme	4
2.2.1 Fault Tree Analysis (FTA)	4
2.2.2 Failure Mode and Effects Analysis (FMEA)	5
2.2.3 Common Cause Analysis (CCA)	6
2.2.3.1 Zonal Safety Analysis (ZSA)	6
2.2.3.2 Particular Risk Analysis (PRA)	6
2.2.3.3 Common Mode Analysis (CMA)	7
2.3 Stand der Technik zur Erfassung von Luftdaten	7
2.4 Grundlagen Laser-Doppler-Anemometer	9
2.5 Aktuelle Entwicklungen des DLR im Bereich der Laser-Doppler-Anemometer	11
3 Anforderungen an Geschwindigkeitssensoren gemäß CS-25	15
3.1 Anforderungen an das Airspeed Indicating System (CS25.1323)	15
3.2 Weitere Anforderungen der CS-25 an Fluginstrumente	16
3.3 Diskussion der Anforderungen an ein LDA	17
4 Das Laser-Doppler-Anemometer	19
4.1 Systembeschreibung Laser-Doppler-Anemometer	19
4.2 Kommunikationsarchitektur	22
4.3 Optische Komponenten	24
4.3.1 Laserquellen	24
4.3.2 Lichtwellenleiter	24
4.3.3 Coupler und Interferometer	25
4.3.4 Laserverstärker	26
4.3.5 Zirkulator	27
4.3.6 Transceiver	27
4.4 Elektronische Komponenten	29
4.4.1 VPX-Backplane	29
4.4.2 Controller-PCB	29
4.4.3 Treiber- & Detektor-PCB	29
4.4.4 Switch	30
4.4.5 Steuereinheit	30

5	Analysen	31
5.1	Kategorisierung und zulässige Auftrittswahrscheinlichkeit von Risiken und Fehlerfällen	31
5.2	Für die Analysen getroffene Annahmen	33
5.3	Particular Risk Analysis (PRA)	35
5.3.1	Prozess der Analyse nach ARP 4761	35
5.3.2	Spezifika für durchgeführte Analyse	35
5.3.3	Durchführung der PRA	36
5.3.4	Bewertung der Analyse	37
5.4	Failure Mode and Effects Analysis (FMEA)	40
5.4.1	Prozess der Analyse nach ARP 4761	40
5.4.2	Spezifika für die durchgeführte FMEA	41
5.4.3	Durchführung der Failure Mode and Effects Analysis	41
5.4.4	Failure Modes and Effects Summary (FMES)	43
5.5	Common Cause Analysis (CCA)	46
5.5.1	Gemeinsame Risiken Laser-Doppler-Anemometer und Pitot-Static-System	46
5.5.2	Gemeinsame Fehler und Risiken mehrere Laser-Doppler-Anemometer .	47
6	Diskussion der Analyseergebnisse	49
6.1	Diskussion und Evaluation der Analysen	49
6.2	Aus der PRA abgeleiteten Maßnahmen	51
6.3	Aus der FMEA abgeleitete Maßnahmen	53
6.4	Vorgeschlagene Änderungen aufgrund gefundener Common Cause Fälle . . .	53
6.5	Lessons learned	54
7	Zusammenfassung und Ausblick	55
	Literaturverzeichnis	57
A	Erklärungen zu den in den Analysen verwendeten Templates	A1

Abbildungsverzeichnis

2.1	Beispielhafte, unvollständige FTA für ein LDA-System	5
2.2	Aufbau des ADIRS in der A32X Familie von Airbus	8
2.3	Aufbau und Rekonfigurationsmöglichkeiten des ADIRIS	9
2.4	Schematische und vereinfachte Darstellung eines LDA-Kanals	11
2.5	Schematischer Aufbau des vorherigen LDA-Systems	12
2.6	Außenansicht der im Flugzeugrumpf verbauten Optiken	12
2.7	Montierte Optiken im Labor	13
3.1	Gewichtete Abweichungen der LDA-Messungen zur Basismessanlage	18
4.1	Systemübersicht des LDA-Systems	21
4.2	Kommunikationsplan	23
4.3	Schematischer Aufbau einer Glasfaser	25
4.4	Aufbau der Coupler	26
4.5	Signalpfade durch den Zirkulator	27
4.6	Prototyp des Transceiver	28
5.1	Angenommener Systemaufbau eines ADIRS mit einem LDA	34
5.2	Funktionsblockschaltbild Systemfunktionen des LDA-System	42
5.3	Angenommener Systemaufbau eines ADIRS mit mehreren LDA	48
6.1	Aus der PRA abgeleitete Risikozonen an einem Flugzeug	52

Tabellenverzeichnis

5.1	Klassifikation von Fehlerfällen und deren zulässige Auftrittswahrscheinlichkeit	32
5.2	In der PRA verwendete Baugruppen und Bauteile und deren Funktion. . . .	36
5.3	Anzahl der erfassten Risiken pro Kategorie	39
5.4	Anzahl der erfassten Risiken pro Auftrittswahrscheinlichkeit vor und nach Mitigationsmaßnahmen	39
5.5	Failure Effects des LDA-Systems auf Luftfahrzeugebene und deren Beschreibung	44
5.6	Failure Effects auf das Flugzeug mit deren Auftrittsrate und Kategorisierung	45
5.7	Failure Effects auf den Sensor mit deren Auftrittsrate und Kategorisierung . .	45
A.1	In der Dokumentation der PRA verwendeten Spaltenüberschriften und deren Beschreibung	A2
A.2	In der Dokumentation der FMEA verwendeten Spaltenüberschriften und deren Beschreibung	A3

Abkürzungsverzeichnis

V_1	Entscheidungsgeschwindigkeit bis zu welcher ein Startabbruch bei Ausfall eines Triebwerks möglich ist.
V_2	Sichere Steiggeschwindigkeit, bezeichnet die niedrigste Geschwindigkeit bei der das Luftfahrzeug mit einem Triebwerksausfall steigen kann.
V_{DF}	demonstrierte Bahnneigungsfluggeschwindigkeit
V_{FE}	Höchste zugelassene Fluggeschwindigkeit mit ausgefahrenen Klappen
V_{MO}	Maximal zulässige Fluggeschwindigkeit
V_{SR1}	Stallgeschwindigkeit in einer bestimmten Konfiguration
V_{SR}	Stallgeschwindigkeit
V_{SR0}	Stallgeschwindigkeit in Landekonfiguration

Akronyme

ADC	Analog-to-Digital Converter
ADIRS	Air Data and Inertial Reference System
ADIRU	Air Data Inertial Reference Unit
ADM	Air Data Module
AoA	Angle of Attack
AoS	Angle of Sideslip
ARP 4761	Aerospace Recommended Practice 4761
ASIC	Application-Specific Integrated Circuit
ATR	Air Transport Rack
CAS	Calibrated Airspeed
CCA	Common Cause Analysis
CMA	Common Mode Analysis
COTS	Commercial off-the-shelf
CRI	Certification Review Item
CS-25	Certification Specifications for Large Aeroplanes 25
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
EASA	European Union Aviation Safety Agency
EWIS	Electrical Wiring Interconnection System
FL	Flight Level
FMEA	Failure Modes Effects Analysis
FMES	Failure Modes and Effects Summary
FPGA	Field Programmable Gate Array
FTA	Fault Tree Analysis
IAS	Indicated Air Speed
IPMI	Intelligent Platform Management Interface
ISIS	Integrated Stand By Instrument System
LDA	Laser-Doppler-Anemometer
LoS	Line of Sight
LWL	Lichtwellenleiter
MTBF	Mean Time Between Failures
NESLIE	NEw Standby Lidar InstrumEnt
PCB	Printed Circuit Board
PCIe	Peripheral Component Interconnect Express
PRA	Particular Risk Analysis
RF	Radio Frequency
TAS	True Air Speed

Akronyme

TEC	thermoelectric cooler
TIA	Transimpedance Amplifier
VITA	VMEbus International Trade Association
VPX	Virtual Path Cross-Connect
ZSA	Zonal Safety Analysis

1 Motivation und Zielsetzung

Im Jahr 2009 kam es bei einem Flug der Air France von Rio de Janeiro zu Problemen mit den Geschwindigkeitssensoren, in Folge derer das Flugzeug verunglückte. Initiale Ursache war der Verlust einer zuverlässigen Geschwindigkeitsinformation für die Piloten, ausgelöst durch Eiskristalle, welche die Pitot-Sonden des Flugzeuges verstopften. Durch den Ausfall der Geschwindigkeitssensoren deaktivierte sich der Autopilot und die Flugsteuerung degradierte ihre Funktion. Weitere Faktoren beeinflussten die Besatzung zusätzlich negativ und führte am Ende zu einem Verlust der Maschine und zum Tod der Besatzung und Passagiere. Der totale Verlust der Geschwindigkeitsinformation aufgrund von Vereisungen wurde zum Zeitpunkt des Unfalls unterschätzt [1].

Die Informationen von Sensoren sind dabei nicht nur für die Piloten relevant, sondern versorgen ebenfalls weitere Systeme des Flugzeugs mit Informationen. So wird z.B. die automatische Schubsteuerung mancher Flugzeuge mit Daten eines Drucksensors in der Nähe der Triebwerke versorgt. Bei Flug 5017 der Air Algérie im Jahr 2014 hatte die Besatzung es unterlassen die Enteisierung dieser Sensoren einzuschalten. Als das Flugzeug ein Gebiet, in dem das Auftreten von Eiskristallen wahrscheinlich war, durchflog wurde ein Drucksensor vermutlich durch Eiskristalle verstopft. Dadurch entsprachen die durch die Sensoren an die anderen Systeme übermittelten Werte nicht mehr den realen Werten. Die automatische Schubsteuerung übernahm den fehlerhaften Wert und reduzierte den Triebwerksschub des Flugzeuges immer weiter. Um den reduzierten Schub auszugleichen vergrößerte sich der Anstellwinkel kontinuierlich, bis ein Strömungsabriss am Flugzeug eintrat. Die Besatzung konnte das Flugzeug nicht mehr unter ihre Kontrolle bringen und stürzte ab. Ursache waren hier erneut das Verstopfen von Sensoren in Kombination damit, dass die fehlerhaften Werte nicht erkannt und in weitere Systeme übernommen wurden [2].

Im Frühjahr 1998 fielen die Geschwindigkeitsanzeigen der Besatzung eines A320 in einer Warteschleife über Frankfurt aus. Mit dem Ausfall der Geschwindigkeitsanzeigen schaltete sich die automatische Flugführung ab und die Systeme erzeugten diverse Fehlermeldungen. Die Besatzung konnte das Flugzeug händisch wieder in eine stabile Fluglage bringen, den Flug fortsetzen und sicher in Frankfurt landen. Die nachfolgenden Untersuchungen ergaben, dass alle drei Geschwindigkeitsanzeigen gleichzeitig ausfielen, hervorgerufen durch Eisansatz an allen Pitot-Sonden [3].

Die vorgestellten Fälle zeigen, dass die zuverlässige und integre Information über den Flugzustand essentiell für eine sichere Flugdurchführung ist. Der Vorfall des A320 über Frankfurt zeigt wie wichtig eine zuverlässige Geschwindigkeitsinformation für die Besatzung ist. Fällt diese aus führt dies zu ungewohnter Mehrarbeit der Besatzung und zu einer Reduktion der Systemfunktion. Die Flüge von Air France und Air Algérie haben gezeigt, dass die Sensorwerte nicht nur zuverlässig, sondern auch integer ermittelt werden müssen. Wäre der Besatzung des Air France Fluges bekannt gewesen, dass die Geschwindigkeitsanzeige nicht zuverlässig arbeitet, hätte diese Notverfahren anwenden können. Es muss also zuverlässig erkannt werden können, ob ein Wert dem wahren Wert entspricht. Ist dies nicht der Fall, so ist die Integrität des Sensors nicht gewährleistet. Die aufgeführten Fälle zeigen auch, wie massiv die Sensoren von den Umgebungsbedingungen beeinflusst und manipuliert werden können.

Eine Möglichkeit ungestörter von Umwelteinflüssen den Flugzustand erfassen zu können bietet die eines sogenannten Laser-Doppler-Anemometer (LDA). Dieses ermöglicht es kontaktlos und mit hoher Präzision die Flugparameter True Air Speed (TAS), Angle of Attack (AoA) und Angle of Sideslip (AoS) zu bestimmen [4]. Durch die Messung von Geschwindigkeitskomponenten in mehr als drei Richtungen kann durch den zusätzlichen Freiheitsgrad die Messunsicherheit bestimmt werden [4].

Erste Versuche, ein LDA in einem Flugzeug einzusetzen, wurden 1971 und 1972 auf Basis eines CO₂-Lasers durchgeführt [5]. In den Niederlanden wurde 2010 ebenfalls weitere Flugversuche mit einem im Rahmen des NEw Standby Lidar InstrumEnt (NESLIE) Projekts entwickelten LDA durchgeführt. Diese zeigten, dass das entwickelte LDA unter Flight Level (FL) 300 in 87% der Messungen eine Genauigkeit von 2 Knoten und besser, relativ zum Referenzsystem aufwies [6]. Im Rahmen des EU AIM2 Projekts wurden ebenfalls Testflüge mit einem LDA durchgeführt und deren Ergebnisse im Jahr 2016 veröffentlicht. Die Autoren sahen die Stärke der LDA-Technik in der absoluten Messung der Geschwindigkeit ohne aerodynamische Störungen [4].

Das Institut für technische Physik des Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) hat ebenfalls ein LDA entwickelt, mit welchem im Sommer und Herbst 2022 Testkampagnen durchgeführt wurden. In über 40 Flugstunden konnten Daten erfasst und mit dem Nasenmast des Testflugzeuges verglichen werden. Es konnten Faktoren identifiziert werden, um die Leistungsfähigkeit des Systems zu erhöhen [7].

Diese identifizierten Verbesserungsmöglichkeiten sollen nun in das Nachfolgeprojekt einfließen. Im Rahmen dieser Arbeit soll schon im Frühstadium des Projekts eine Analyse und Bewertung der Sicherheit und Zuverlässigkeit des Systems erstellt werden. Motivation ist dabei durch frühzeitiges Erkennen von Problemen zu einer Steigerung der Sicherheit dieses neuartigen Sensor-Systems beizutragen.

1.1 Aufbau der Arbeit und Zielsetzung

Diese Arbeit soll die Eignung eines LDA als zuverlässigen Geschwindigkeitssensor für bestehende und zukünftige Flugzeuge, welche unter die Bestimmungen der Certification Specifications for Large Aeroplanes 25 (CS-25) fallen untersuchen. Dazu sollen die Anforderungen an Air-Speed-Sensoren aus bestehenden europäischen Vorschriften analysiert und bewertet werden. Durch diverse Analysen soll untersucht werden, wie die Messergebnisse beeinflusst oder verfälscht werden können. Auf diesen Analysen aufbauend sollen Mitigationsmaßnahmen abgeleitet werden. Diese Arbeit gliedert sich daher in folgende Kapitel:

In Kapitel 2 werden die Anforderungen an Sensoren und allgemeine Safety-Analysen für Luftfahrtsysteme vorgestellt, gefolgt vom Stand der Technik aktueller Messmethoden. Darauf folgend werden die physikalischen Grundlagen des LDA und der aktuelle Stand des am DLR entwickelten LDA-System vorgestellt.

Kapitel 3 betrachtet die aus der CS-25 abgeleiteten Anforderungen an das System. Dabei wird auf Paragraph 1323 Airspeed Indicating System und die daraus abgeleiteten Anforderungen besonders eingegangen.

Das Kapitel 4 stellt das zu untersuchende LDA-System mit seinen Subsystemen vor. In den Unterkapiteln werden die interne Kommunikation sowie die optischen und elektrischen Komponenten näher vorgestellt.

Darauf aufbauend werden in Kapitel 5 die durchgeführte Particular Risk Analysis (PRA) und Failure Modes Effects Analysis (FMEA) und deren Ergebnisse vorgestellt. Diese bilden den Hauptteil der Arbeit und betrachten die internen und externen Risiken für das System. Die Risiken werden nach ihrer Schwere und Auftrittswahrscheinlichkeit bewertet und entsprechende Gegenmaßnahmen erarbeitet. Abschließend werden Fehler aufgrund einer gemeinsamen Ursache untersucht. Dies erfolgt dabei einmal für das LDA-System intern und für Common-Cause-Fälle eines Systems, welches aus LDA und herkömmlichen Pitot-Static-Systemen besteht.

In Kapitel 6 wird die Durchführung der Analysen diskutiert und die aus den Analysen abgeleiteten empfohlenen Mitigationsmaßnahmen vorgestellt. Abschließend werden in Kapitel 7 die Ergebnisse der Arbeit zusammengefasst und ein Ausblick auf die weiter benötigten Maßnahmen gegeben.

2 Grundlagen

Dieses Kapitel behandelt die Grundlagen, auf welchen diese Arbeit aufbaut. Dazu werden zu Beginn allgemeine Anforderungen an Sensoren für Luftfahrzeuge aufgestellt. Anschließend werden aktuelle Safety-Analysemethoden für Luftfahrtsysteme vorgestellt. Das Pitot-Static-System bildet derzeit den State-of-the-Art, welches kurz vorgestellt wird. Des Weiteren wird das Air Data and Inertial Reference System (ADIRS) und dessen Rekonfigurationsmöglichkeiten vorgestellt. Anschließend werden die notwendigen Grundlagen für das LDA eingeführt. Abschließend wird auf die aktuelle Forschung am DLR und die bereits erfolgten Test- und Messflüge des DLR eingegangen.

2.1 Anforderungen an Sensoren

Sensoren vermitteln der Besatzung Informationen über den aktuellen Flugzustand und tragen so zur Situational Awareness der Besatzung bei. Stimmt diese Situational Awareness nicht mit der Realität überein können tragische Zwischenfälle die Folge sein [8]. Die Zuverlässigkeit und Integrität von Sensoren sind daher entscheidend für eine sichere Flugdurchführung. Aus den Untersuchungen der Vorkommnisse und aus Zulassungsvorschriften wie der CS-25 können vier übergeordnete Anforderungen an Sensoren formuliert werden.

2.1.1 Genauigkeit

Für eine sichere Flugdurchführung ist ein möglichst genauer Überblick über den Flugzustand und den Zustand der Luftfahrzeugsysteme für die Besatzung essentiell [8]. Abhängig von den durch Sensoren ermittelten Parametern trifft die Besatzung Entscheidungen für die weitere Flugdurchführung. Ein Beispiel hierfür ist die Geschwindigkeit, ab welcher kein Startabbruch mehr möglich ist (V_1). Weicht der Geschwindigkeitswert zu weit vom tatsächlichen Wert ab, wird der Besatzung die Möglichkeit zum Startabbruch suggeriert, obwohl die Geschwindigkeit für einen sicheren Startabbruch bereits überschritten ist. Aus diesem Grund müssen die Sensoren des Luftfahrzeugs den Zustand möglichst genau bestimmen und diesen der Besatzung vermitteln können. Dies ist auch in den Bauvorschriften, wie der CS-25, festgehalten. Für spezielle Sensoren werden durch die CS-25 sogar genaue Fehlerschranken vorgegeben. Näheres dazu folgt in Kapitel 3.1.

2.1.2 Integrität

Am Beispiel der Entscheidungsgeschwindigkeit lässt sich eine weitere Anforderung ableiten. Die Sensordaten müssen nicht nur möglichst genau, sondern auch integer sein. Sie dürfen daher nicht durch äußere oder interne Effekte verfälscht werden. Durch Eispartikel verfälschte Sensordaten führten wie eingangs erwähnt zum Absturz des Air Algérie Flug 5017. Eine am DLR durchgeführte Arbeit zeigt, dass eine Detektion von durch Eis degradierten Sensoren möglich aber aufwändig ist [9]. Finden korrupte Werte Eingang in nachgeschaltete Systeme, so kann dies zu kaskadierenden Fehlern führen. Wird ein korrupter Wert erkannt, so kann dieser isoliert und nicht weiter berücksichtigt werden. Für das Gesamtsystem ist ein ausgefallener Sensor daher sicherer als ein unerkannt fehlerhafter Sensor. Modernen Luftfahrzeugen nutzen Redundanzsensoren, um Integrität und Zuverlässigkeit der Messgröße zu gewährleisten.

2.1.3 Robustheit

Sensoren sind in der Regel den direkten Umweltbedingungen der zu messenden Größe ausgesetzt und interagieren mit der Umwelt. So führte bei Wartungsarbeiten eingedrungenes Wasser zum Festfrieren der Anstellwinkelsensoren bei einem Testflug der XL-Airways Germany. In Folge des Festfrierens standen keine zuverlässigen und zum Teil widersprüchliche Informationen den Luftfahrzeugsystemen sowie der Besatzung zur Verfügung. Die Folge war ein Verlust des Luftfahrzeuges [10].

Daher müssen Sensoren robust konstruiert und ausgelegt sein, um in den rauen Umgebungsbedingungen zuverlässig arbeiten zu können. Die CS-25 gibt ebenfalls Vorgaben an die Einbaupositionen und die Reduktion möglicher Auswirkungen von Schmutz auf diverse Sensoren vor. Näheres dazu folgt in Kapitel 3.2

2.1.4 Charakterisierung

Wird ein Sensor außerhalb seines Betriebsbereichs z.B. ohne Aktivierung der Enteisungsanlage betrieben, so sind Störungen möglich. Ebenso kann es vorkommen, dass Sensoren nur einen bestimmten Messbereich besitzen, innerhalb welchem sie zuverlässig arbeiten. Aus diesem Grund müssen Sensoren charakterisiert sein, um deren Leistungsvermögen zu kennen. Ebenso muss deren Verhalten und Messunsicherheit bekannt sein, um die Anforderung an die Genauigkeit erfüllen zu können. Die CS-25 geht darauf in Paragraph 1323e ebenfalls ein und gibt vor, dass sich z.B. Fehler zwischen Indicated Air Speed (IAS) und Calibrated Airspeed (CAS) nur gleichsinnig ändern dürfen.

2.2 Safety-Analysen für Luftfahrtsysteme

Um die Sicherheit von Luftfahrtsystemen zu gewährleisten wurden gemeinsame Standards entwickelt, diese sollen dazu dienen Luftfahrtsysteme auf ihre Sicherheit und Zuverlässigkeit hin untersuchen zu können. Dabei haben unterschiedliche Einrichtungen und Institutionen jeweils ihre eigenen Entwürfe erstellt, welche sich zum Teil ähneln. Da diese Arbeit größtenteils die Verfahren der Aerospace Recommended Practice 4761 (ARP 4761) anwendet, wird diese federführend betrachtet. Die verschiedenen Analysen unterscheiden sich dabei in der Herangehensweise und an der Art des Risikos, welches analysiert wird. In Teilen bauen die Analysen aufeinander auf oder ergänzen sich gegenseitig.

2.2.1 Fault Tree Analysis (FTA)

Die Fault Tree Analysis (FTA) ist eine Analysemethode mit der untersucht werden kann, welche Fehlerfälle oder Kombinationen aus Fehlerfällen auftreten können. Sie ist ein Top-Down-Analyseverfahren und untersucht immer tiefgreifender Bedingungen, welche zu einem Fehlerfall führen können. Da die FTA nur Fehlerfälle aufzeigt, welche einzeln oder in Kombination zu einem Gesamtfehler führen, ist dies eine Methode, um übergeordnete Fehlerfälle einfach bewerten zu können. Im Gegensatz zur FMEA werden allerdings nur Fehlerfälle erfasst, welche eine Auswirkung auf den übergeordneten Fehlerfall besitzen.

Die Darstellung erfolgt dabei in Baumform, was eine einfachere und übersichtlichere Bewertung der Fehlerfälle zulässt. Die FTA kann dabei zur Beantwortung unterschiedlicher Fragestellungen verwendet werden. So können mittels einer FTA die auftretenden Fehlerfälle identifiziert, Ausfallratenbudgets festgelegt und den einzelnen Komponenten zugeordnet werden. Die Notwendigkeit von Entwurfsänderungen können identifiziert und deren Auswirkungen bewertet werden. Aus der FTA können zugleich auch mögliche Wartungs- und Überprüfungsintervalle abgeleitet werden. Die verschiedenen Fehlerfälle werden mittels logischer Operatoren verknüpft und in einem

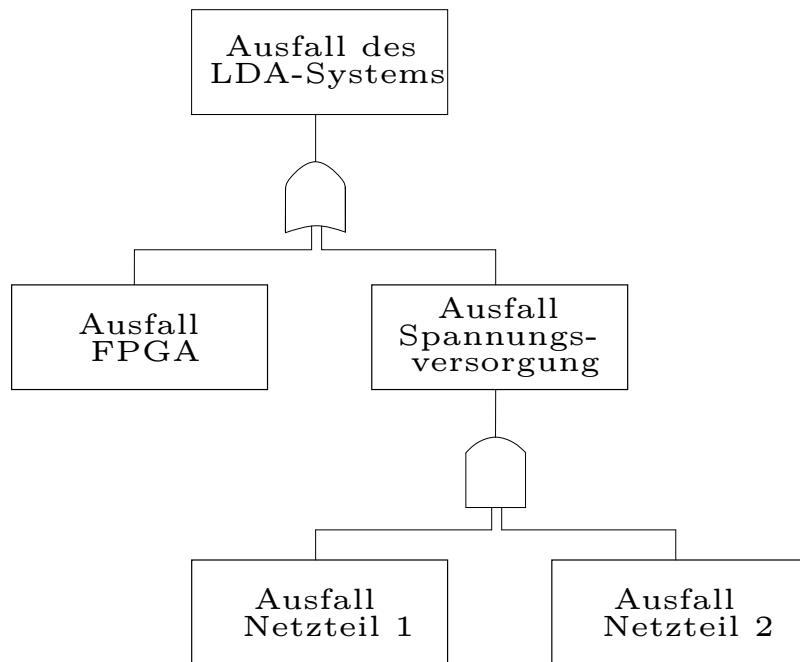


Abbildung 2.1: Beispielhafte, unvollständige FTA für ein LDA-System. Dabei fällt das System aus, wenn entweder der FPGA ausfällt oder die Spannungsversorgung. Die Spannungsversorgung fällt allerdings erst aus, wenn beide Netzteile ausgefallen sind.

Baumdiagramm angeordnet, dazu werden die Operatoren UND und ODER verwendet. Werden zwei Fehlerfälle mit einem logischen UND verknüpft, so müssen alle verknüpften Fehlerfälle eingetreten sein, um den höherwertigen Fehler zu erzeugen. Bei einer Verknüpfung durch ein logisches ODER reicht es aus, wenn einer der Fehlerfälle eingetreten ist. Bei Verknüpfungen von Ereignissen durch ein logisches UND muss in jedem Fall die Unabhängigkeit der Ereignisse nachgewiesen werden. Dies kann z.B. durch Tests am fertigen System erfolgen. Ein Beispiel für die Verknüpfung von Ereignissen zeigt Abb. 2.1, hier fällt das LDA Systems genau dann aus, wenn der Field Programmable Gate Array (FPGA) ODER die Spannungsversorgung ausgefallen ist. Die Spannungsversorgung ist aber erst dann ausgefallen, wenn die beiden voneinander unabhängigen Netzteile 1 UND 2 ausgefallen sind.

Jedem Fehlerfall kann zudem eine Ausfallrate zugeordnet. So lässt sich später die Ausfallrate des Gesamtsystems oder das Auftreten einzelner Fehlerfälle berechnen. Die Ausfallraten einzelner Komponenten oder das Auftreten bestimmter Fehler lassen sich im Rahmen einer FMEA genauer ermitteln. Im Vorentwurf können hier im Rahmen der FTA auch Annahmen getroffen werden, um Ausfallbudgets aufzuteilen [11]. Jedem Fehlerfall kann zudem eine Ausfallrate zugeordnet werden. So lässt sich später die Ausfallrate des Gesamtsystems oder das Auftreten einzelner Fehlerfälle berechnen. Die Ausfallraten einzelner Komponenten oder das Auftreten bestimmter Fehler lassen sich im Rahmen einer FMEA genauer ermitteln. Im Vorentwurf können hier im Rahmen der FTA auch Annahmen getroffen werden, um Ausfallbudgets aufzuteilen [11].

2.2.2 Failure Mode and Effects Analysis (FMEA)

Während die FTA das System von der obersten Fehlerebene nach unten betrachtet, beginnt die FMEA auf der untersten Systemebene und analysiert diese von unten nach oben (Bottom up). Die FMEA wird in erster Linie dafür genutzt, um Wahrscheinlichkeiten für den Ausfall eines Bauteils oder Systems bestimmen zu können. Zusätzlich kann die FMEA unter anderem

dazu genutzt werden, Fehlerfälle, welche durch einen einzelnen Fehler hervorgerufen werden, identifizieren zu können. Dabei ist vor Beginn der FMEA festzulegen, wie tiefgreifend die Analyse beginnen soll. Wird z.B. als unterste Ebene verschiedene Subsysteme und deren Fehlermodi oder tiefgreifender einzelne Bauteile und deren Fehlermodi betrachtet. Typische Informationen, welche in einer FMEA erfasst werden sind: die zu untersuchende Komponente oder die entsprechende Funktion, der Failure Mode und die entsprechende Fehlerrate, der Failure Effect und die Möglichkeit der Detektion eines Fehlerfalles. Zudem können noch, wenn relevant, Informationen zu Mitigationsmaßnahmen, Schweregrad des Fehlers und die Flugphase, in der der Fehler auftritt, erfasst werden.

Die Ergebnisse der FMEA können in einer Failure Modes and Effects Summary (FMES) zusammengeführt werden. In dieser werden alle Fehler zusammengefasst, welche zum gleichen Fehlverhalten führen und gegebenenfalls bewertet.

Die FMEA kann zusammen mit der FTA verwendet werden um eine quantitative Analyse erstellen zu können. Zudem kann die FMEA als eine Ergänzung zur FTA verwendet werden, da sie auch Fehlerfälle erfasst, welche durch die FTA nicht erfasst werden [11].

2.2.3 Common Cause Analysis (CCA)

Durch eine Common Cause Analysis (CCA) kann die Unabhängigkeit verschiedener Risiken zueinander untersucht werden. Für Risiken, welche unter die Risikokategorie CAT und HAZ fallen, muss gezeigt werden, dass eine gemeinsame Ursache ausgeschlossen ist und die Auftretenswahrscheinlichkeit im Rahmen der Vorgaben liegt. Die CCA lässt sich in drei eigenständige Analysen aufteilen, die Zonal Safety Analysis (ZSA), Particular Risk Analysis (PRA) und Common Mode Analysis (CMA) [11].

2.2.3.1 Zonal Safety Analysis (ZSA)

Die ZSA untersucht die Sicherheitsauswirkungen von Systemen die in derselben Zone im Luftfahrzeug untergebracht sind [12]. Dabei werden auch Fehlerfälle und ihre Auswirkungen auf die das System umgebenden Systeme betrachtet. Dazu muss unter anderem eine Übersicht aller in einer Zone im Luftfahrzeug untergebrachter Systeme erstellt werden. Auf Grundlage dieser Liste können die Fehlerfälle, welche durch die FMEA erfasst wurden, und deren Auswirkungen auf andere Systeme bewertet werden [11].

2.2.3.2 Particular Risk Analysis (PRA)

Die PRA identifiziert äußere Einflüsse und deren Auswirkungen auf ein System. Typischer äußerer Einfluss für ein Luftfahrzeug ist z.B. der Zusammenprall mit Vögeln oder der Einfluss von Eis. Ziel der PRA ist es die spezifischen Risiken eines Systems aufgrund dessen Einbauortes, Beschaffenheit und Funktionen zu untersuchen und zu dokumentieren. Dabei müssen auch kaskadierende Effekte näher untersucht werden. Jedes Risiko muss zunächst für sich und deren Auswirkungen auf das betroffene Subsystem untersucht werden. Sollte ein erkanntes Risiko nicht akzeptabel sein, so müssen Maßnahmen getroffen werden, um das Risiko zu eliminieren oder auf ein akzeptables Maß zu minimieren. Die getroffenen Maßnahmen und abgeleiteten Änderungsvorschläge sollten in der späteren Dokumentation erfasst sein.

Die PRA sollte in enger Zusammenarbeit mit der ZSA erstellt werden, da die Ergebnisse der ZSA in die PRA eingehen können [11].

2.2.3.3 Common Mode Analysis (CMA)

Die CMA untersucht, ob in der FTA durch ein UND verbundene Ereignisse tatsächlich voneinander unabhängig sind. Ist dies nicht der Fall, so können beide Pfade nicht unabhängig voneinander auftreten und reduzieren die Zuverlässigkeit. Dies wäre z.B. der Fall, wenn die in Abb. 2.1 dargestellten Spannungsversorgungen durch Generatoren gespeist werden, welche die gleiche Antriebsquelle besitzen. Ebenso können Wartungs-, Konstruktions- und Fertigungsfehler die Unabhängigkeit mancher Systemfunktionen aufheben. Diese Vorkommnisse werden durch die CMA näher untersucht. Dabei sind Subsysteme mit gleicher Hard- und Software besonders anfällig für Common-Mode-Fehler. Die CMA wird dabei auf Basis der FTA durchgeführt [11].

2.3 Stand der Technik zur Erfassung von Luftdaten

Für die Erfassung der relevanten Luftdaten wird in Flugzeugen, die unter die CS-25 fallen, ein System aus Pitot- und Static-Sonden sowie Windfahnen verwendet. Damit lassen sich die für die Besatzung relevanten Luftdaten wie IAS, AoA und AoS ermitteln.

Der AoA-Sensor wird dazu als eine Windfahne ausgeführt, welche leichtgängig gelagert ist. Diese richtet sich im Luftstrom den auftretenden Luftkräften entsprechend aus. Die Ausrichtung der Windfahne, relativ zur Flugzeugachse, kann erfasst und daraus der AoA abgeleitet werden [13]. Die Ermittlung der Geschwindigkeit der Luft relativ zum Flugzeug erfolgt mittels eines Systems aus Pitot- und Static-Probes, welche den Differenzdruck zwischen dem anliegenden dynamischen und statischen Druck ermittelt. Dazu ragt ein Messrohr aus der Luftfahrzeugstruktur direkt in die Strömung, um den dynamischen Druck aufgrund der Strömung ermittelt zu können. Der statische Druck wird dadurch erfasst, dass durch Öffnungen im Rumpf eine Verbindung zwischen Messvolumen und Umgebung hergestellt wird. Einfache Ausführungen verwenden sogenannte Prandtl-Rohre, welche in einem Sensor den dynamischen und statischen Druck erfassen. Mittels Gleichung 2.1 kann nun die Strömungsgeschwindigkeit v mit Hilfe des Differenzdruck p_D und der lokalen Dichte ρ bestimmt werden.

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot p_D}{\rho}} \quad (2.1)$$

Diese rein aus der Differenz zwischen statischen und dynamischen Druck abgeleitete Geschwindigkeit wird als Indicated Air Speed (IAS) bezeichnet und ist nur für kleine und langsame Luftfahrzeuge relevant. Aufgrund von aerodynamischen Effekten muss die IAS bei größeren und schnelleren Luftfahrzeugen noch korrigiert werden um die CAS zu erhalten. Aus dieser kann dann mittels der Parameter für Luftdichte und Temperatur durch die Systeme die TAS berechnet werden [14]. Um Vereisungen durch eindringendes Wasser verhindern zu können, werden die Sensoren auf Temperaturen bis zu ca. 260°C erhitzt [15].

Um der Besatzung möglichst exakt und zuverlässig die Luftdaten zur Verfügung zu stellen, setzen Hersteller ein komplexes System aus Sensoren und Rechnern ein. Im Falle von Airbus wird dieses System Air Data and Inertial Reference System (ADIRS) genannt und besteht aus Air Data Inertial Reference Unit (ADIRU)s und den angeschlossenen Sensoren [15]. Wie in 2.3 dargestellt stellt die ADIRU 1 die Informationen für Instrumente des Piloten und ADIRU 2 die Informationen für Instrumente des Co-Piloten zur Verfügung. Sollten eine der primären ADIRU oder deren Sensoren fehlerhaft werden, so kann durch die Besatzung das System rekonfiguriert werden und die von ADIRU 3 bereitgestellten Informationen genutzt werden. Wie in 2.2 ebenfalls dargestellt, werden die von den einzelnen Drucksensoren erfasste Messwerte durch die Air Data Module (ADM) digitalisiert und an die ADIRUs übertragen. Diese ermitteln aus den Messwerten, mittels Korrekturfaktoren die CAS. Dabei sind, wie in Abb. 2.2 erkennbar, die einzelnen Drucksensoren von ADIRU 1 und ADIRU 2 für den statischen und dynamischen Druck voneinander

unabhängig. Die Brechung der Differenz aus statischem und dynamischem Druck erfolgt in den ADIRU. Lediglich für die Backupinstrumente, welche ADIRU 3 zur Verfügung stellt, werden die Volumen der Pitot- und Static-Proben durch das Integrated Stand By Instrument System (ISIS) noch miteinander verbunden. Dadurch kann das ISIS auch bei ausgefallenen ADIRU der Besatzung rudimentäre Informationen zur Verfügung stellen.

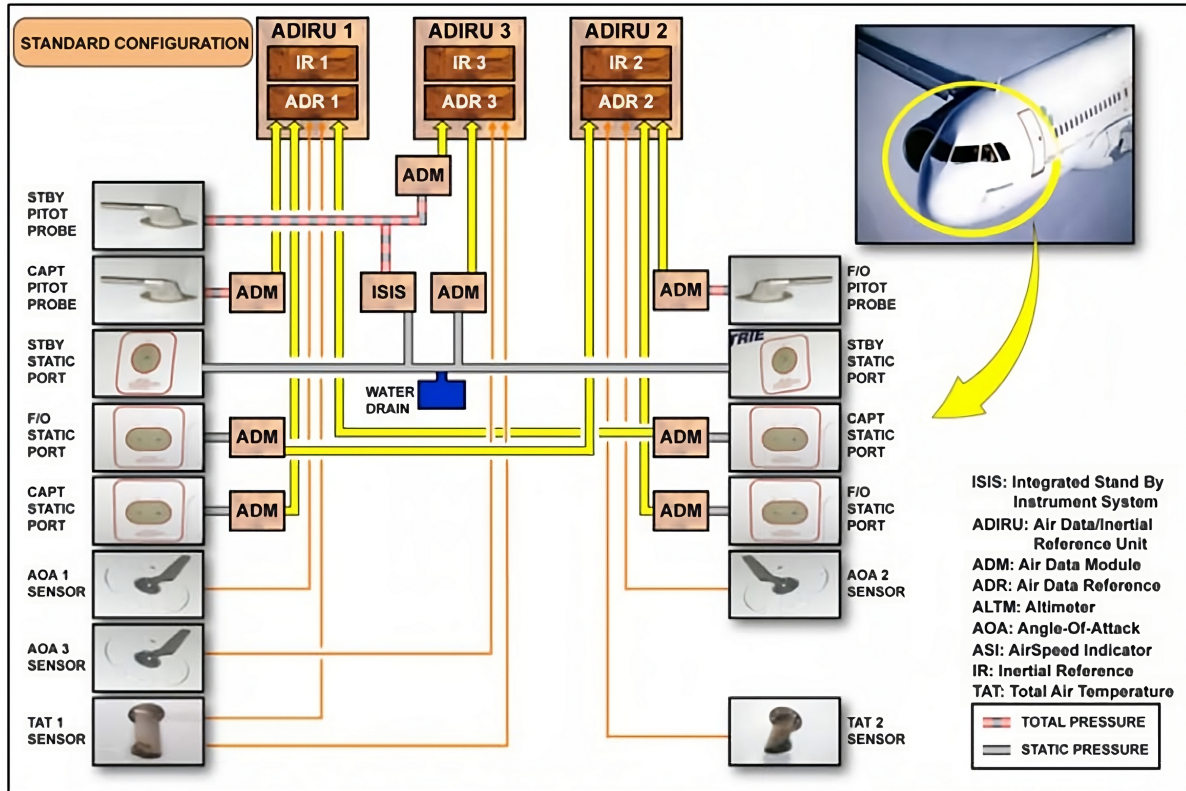


Abbildung 2.2: Aufbau des ADIRS in der A32X Familie von Airbus [15]

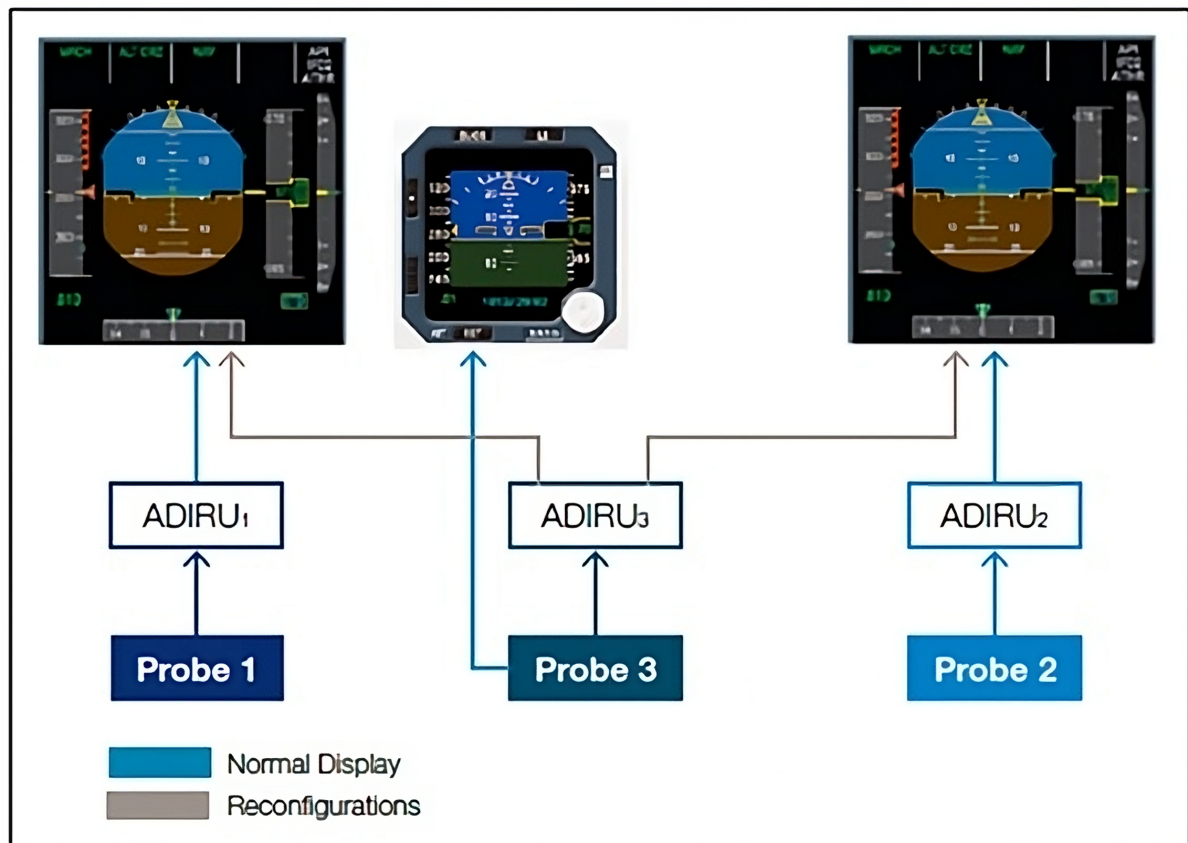


Abbildung 2.3: Aufbau der Rekonfigurationsmöglichkeiten des ADIRS im Fehlerfall (Airbus). Die Rekonfiguration muss dabei durch die Besatzung selbst, mittels eines Schalters durchgeführt werden. [15]

2.4 Grundlagen Laser-Doppler-Anemometer

Die Verwendung eines LDA bietet eine Möglichkeit den Flugwindvektor bestimmen zu können, ohne mit der Strömung aerodynamisch interagieren zu müssen. Es muss lediglich ein optischer Zugang zum Messvolumen vorhanden sein. Das Messprinzip des LDA basiert auf der Ausnutzung des Doppler-Effekts. Dieser beschreibt die Frequenzänderung eines Signals, wenn sich Sender und Empfänger relativ zueinander bewegen. Die Größe und das Vorzeichen der Frequenzänderung ist dabei abhängig von der relativen Geschwindigkeit zwischen Sender und Empfänger [16]. Die im akustischen Bereich hörbare Frequenzänderung tritt bei optischen Signalen ebenfalls auf. Diese Frequenzänderung relativ zur ursprünglich ausgesandten Frequenz wird Dopplershift genannt. Wird durch das LDA ein Licht- bzw. Laserstrahl ausgesandt und ein Aerosol-Partikel passiert diesen, so kommt es an den Aerosolen zur sogenannten Mie-Streuung. Bewegt sich das Partikel, so wird das zurückgestreute Licht mit einem Dopplershift versehen. Der Dopplershift ist dabei, wie oben beschrieben, in Größe und Richtung abhängig von der Geschwindigkeit des Partikel relativ zur Ausbreitungsrichtung des Licht, auch Line of Sight (LoS)-Geschwindigkeit genannt (in Abb. 2.4 mit V_{long} bezeichnet). Ist es nun möglich, den Dopplershift zu bestimmen, so kann mit Hilfe von Gleichung 2.2 die relative Geschwindigkeit V_{long} bestimmt werden. Der Dopplershift wird durch f_D ausgedrückt, während λ die Wellenlänge des ursprünglich ausgesendeten Lichts beschreibt.

$$V_{\text{long}} = \frac{f_D \cdot \lambda}{2} \quad (2.2)$$

Wird nun mit vier Lichtquellen mit unterschiedlichen Blickrichtungen jeweils deren V_{long} bestimmt, so kann der Geschwindigkeitsvektor des Partikels relativ zu den Lichtquellen berechnet werden. Zur Berechnung des Geschwindigkeitsvektor reichen Messungen aus drei Blickrichtungen aus, durch die Verwendung von vier Perspektiven kann allerdings zusätzlich noch der Fehler der Messung bestimmt werden. Der Dopplershift ist meist kleiner als 1 GHz, während Licht eine Frequenz von mehreren hundert THz besitzt [17]. Da Licht von Lichtquellen wie z.B. Glühlampen sehr breitbandig ist, ist es für solch eine Anwendung nicht nutzbar. Laserlicht ist sehr schmalbandig und kann daher als Frequenznormale verwendet werden [18, S.9].

Abb. 2.4 zeigt die schematische und vereinfachte Funktion eines einzelnen LDA-Kanals. Das durch den Laser erzeugte Licht wird dazu in zwei Pfade aufgeteilt. Ein kleiner Teil des Lichts bildet ein Referenzsignal mit der Frequenz f_{LO} , auch lokaler Oszillator genannt. Der Großteil des Lichts bildet das Messsignal mit der Frequenz f_{L} . Das Messsignal wird durch den Zirkulator in Richtung des Transceivers geleitet. Dieser bildet das Messsignal mittels einer Optik in das Messvolumen ab. Dabei wird das Laserlicht zusätzlich auf den Messpunkt fokussiert. Durchquert ein Partikel das Fokusvolumen, so wird in Richtung des Laserstrahls Licht zurückgestreut und dabei mit einem Dopplershift f_{D} versehen. Durch die Optik des Transceivers wird nun das gestreute Licht mit der Frequenz $f_{\text{L}} + f_{\text{D}}$ wieder in den identischen Lichtwellenleiter (LWL) abgebildet. Dieser leitet das zurückgestreute Licht in den Zirkulator, welcher das Licht nun nicht in Richtung des Lasers, sondern in Richtung eines Interferometers leitet. Hier wird das gestreute Licht nun mit dem Referenzsignal mit der Frequenz f_{LO} interferiert. Dadurch entsteht ein neues Signal mit der Frequenz $f_{\text{DS}} = (f_{\text{L}} - f_{\text{LO}}) + f_{\text{D}}$. Dieses besteht nun nur noch aus der Frequenz des Dopplershifts f_{D} , welcher durch einen Detektor detektiert werden kann. Sollte $f_{\text{L}} = f_{\text{LO}}$ gelten, so spricht man von der homodyn Messtechnik. Mit dieser Methode lässt sich allerdings nicht das Vorzeichen des Dopplershifts f_{D} bestimmen. In bestimmten Situationen z.B. dem Langsamflug oder in Böen kann dies zu Problemen bei der Berechnung des Vektors führen. Wird die Frequenz f_{LO} im MHz-Bereich konstant verschoben und es gilt $|f_{\text{D}}| < |f_{\text{L}} - f_{\text{LO}}|$, so kann zuverlässig das Vorzeichen von f_{D} bestimmt werden. Wird f_{LO} konstant verschoben, so spricht man von einer heterodyn Messung. Das optische Signal von f_{D} wandelt der Detektor in ein analoges elektrisches Signal, welches anschließend durch den Analog-to-Digital Converter (ADC) digitalisiert wird. Aus diesem und den Signalen aus zwei weiteren Kanälen kann nun der Geschwindigkeitsvektor des Partikel bestimmt werden.

Wird nun angenommen, dass sich das Partikel mit den das Luftfahrzeug umströmenden Luftmassen bewegt, so kann die Geschwindigkeit des Luftfahrzeugs relativ zu den Luftmassen bestimmt werden. Diese Geschwindigkeit entspricht der unkalibrierten TAS. Diese muss noch um Einbauparameter wie der Ausrichtung der Laserstrahlen relativ zum Koordinatensystem des Luftfahrzeuges korrigiert werden. Diese Geschwindigkeit entspricht dann der TAS.

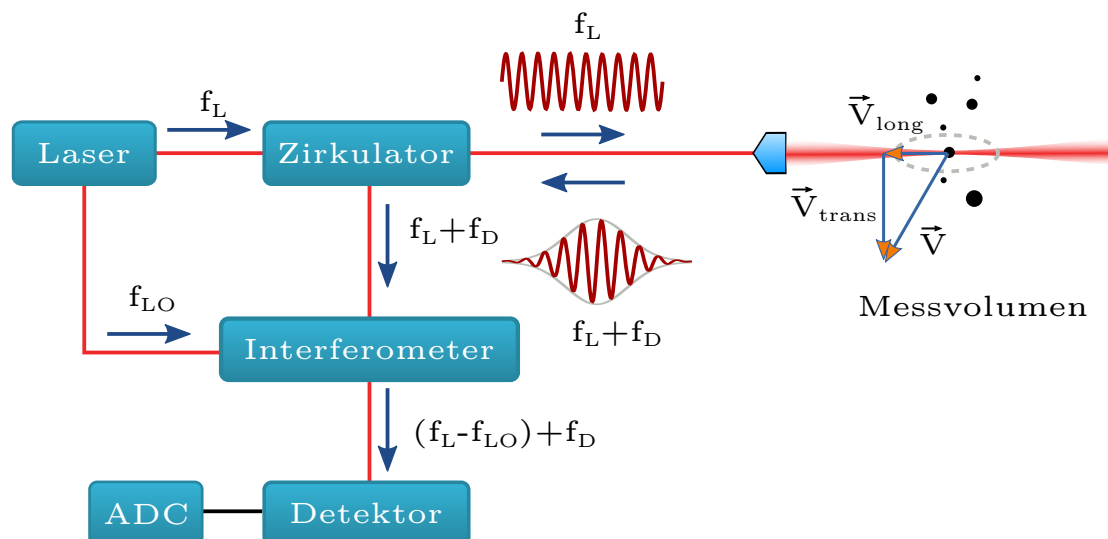


Abbildung 2.4: Schematische und vereinfachte Darstellung eines LDA-Kanals nach [19].

2.5 Aktuelle Entwicklungen des DLR im Bereich der Laser-Doppler-Anemometer

Seit den 70er gibt es Versuche, die TAS mittels eines LDA zu bestimmen (siehe Kap. 1). Im Jahr April 2019 begannen am Institut für Technische Physik des DLR ebenfalls erste Untersuchungen zur vollständigen Erfassung von Flugparametern auf Laserbasis. Dabei sollten nicht nur die TAS, AoA und AoS sondern auch der Totaldruck und Totaltemperatur bestimmt werden. Im Rahmen des Projektes wurde unter anderem mit der Entwicklung eines LDA begonnen. Dieses bestand, wie Abb. 2.5 zeigt, aus einer zentralen Laserquelle für alle vier Kanäle des LDA. Ebenso besaß jeder Kanal eine dezidierte Optiken, welche die Laserstrahlen fokussierte und so die Messpunkte festlegte. Im Frühjahr 2022 wurde das System im Forschungsflugzeug, einer Dassault Falcon 20, des DLR integriert und Bodentests durchgeführt. Abb. 2.6 zeigt die Außenansicht der im Flugzeug verbauten Optiken, erkennbar sind die vier einzelnen Optiken für die separaten Kanäle. In Abb. 2.7 werden die Optiken im Laboraufbau gezeigt. Sichtbar sind die einzelnen Optiken und deren Anschlüsse für die LWL. Zwischen den Tuben sind die Heizer angebracht, welche die Optiken vor Vereisung schützen. Im April 2022 begannen Testflüge über Süddeutschland, welche die Funktion der Systeme zeigen sollten [20]. Um das LDA-System unter veränderten atmosphärischen Bedingungen zu testen, folgten im Oktober 2022 weitere Testflüge über Norddeutschland. Dabei wurden in beiden Flugkampagnen diverse Flugmanöver mit verschiedenen Anstellwinkeln, Geschwindigkeiten und Sideslip-Winkeln durchgeführt [21]. In Summe konnten so über 40h Messdaten gesammelt und ausgewertet werden. Der Fokus der Messflüge lag dabei darauf, die Funktion des Systems nachzuweisen und Erfahrungen zu sammeln. Die Genauigkeit und Kompaktheit des Systems wurde daher nicht näher berücksichtigt. Im Jahr 2023 begannen die Entwicklungen für eine verbesserte Version des LDA. Diese soll für jeden Kanal eigenständige Laserquellen erhalten und kompakter gestaltet werden als das Vorgänger-LDA. Dazu werden unter anderem keine einzelnen Optiken für die Kanäle verwendet, sondern in einer gemeinsamen Optik gebündelt. Dadurch wird der Platzbedarf und durch die eigenständigen Kanäle die Verfügbarkeit erhöht werden. Zum Stand der Arbeit finden die Entwicklung und Spezifizierung der einzelnen Subsysteme statt.

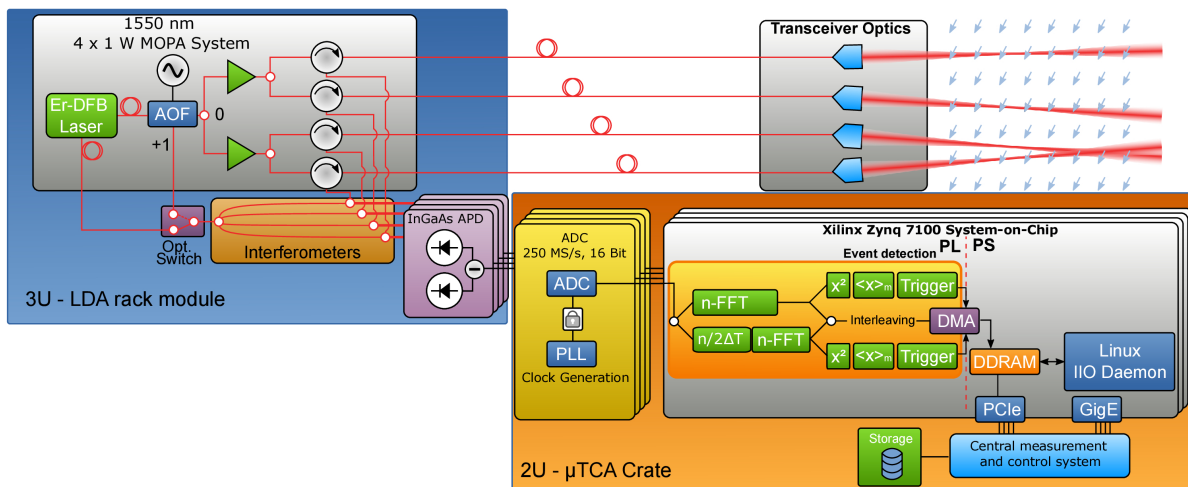


Abbildung 2.5: Schematischer Aufbau des vorherig entwickelten LDA-Systems mit zentraler Lasererzeugung und vier dezidierten Optiken [21].



Abbildung 2.6: Außenansicht der im Flugzeugrumpf verbauten Optiken. Die Optiken sind die vier erkennbaren Linsen im Vordergrund [22].



Abbildung 2.7: Montierte Optiken im Labor, die goldfarbenen Tuben ragen später in den Innenraum des Flugzeug. Zwischen den Optiken sind die Heizer angebracht [22].

3 Anforderungen an Geschwindigkeitssensoren gemäß CS-25

Für Großflugzeuge ohne Begrenzung maximalen Abfluggewichtes ist die CS-25 der European Union Aviation Safety Agency (EASA) die maßgebende Vorschrift, welche über die Zulassung eines Fluggeräts und dessen Systeme in Europa entscheidet. Bei Einhaltung der Vorgaben kann eine (Muster-)Zulassung für das Fluggerät oder das System erreicht werden. Die Vorschrift gibt für alle relevanten Baugruppen und Komponenten eines Flugzeugs Anforderungen und bestimmte Merkmale vor. Ein LDA fällt dabei unter mehrere Unterpunkte, welche in diesem Kapitel näher beleuchtet werden. Da ein LDA ein System zur Messung des Windvektors ist, stellt das Kapitel 1323 „Airspeed indicating system“ des CS-25 die zentralen Anforderungen an die Genauigkeit und Charakteristik des Systems. Diese werden im ersten Teil dieses Kapitels näher vorgestellt. Zusätzlich zu diesen Anforderungen werden noch weitere Anforderungen an die Subsysteme eines LDA-Systems gestellt. Diese werden im zweiten Abschnitt 3.2 näher vorgestellt, wie z.B. Anforderungen an das Ice-Protection-System des Transceivers oder der Verkabelung. Den Abschluss bildet eine Diskussion der Anforderungen an das LDA.

3.1 Anforderungen an das Airspeed Indicating System (CS25.1323)

Das Kapitel 1323 der CS-25 stellt die Anforderungen an das Airspeed Indication System, welches die Besatzung mit Informationen zur aktuellen Fluggeschwindigkeit versorgt. Es trägt somit zentral zur Situational Awareness und einer sicheren Flugdurchführung bei. Um diese gewährleisten zu können, muss das Geschwindigkeitsmesssystem so konstruiert sein, dass unter Standardbedingungen der Kalibrierungsfehler der TAS möglichst gering wird. Dieser Fehler muss unter Standardbedingungen nachgewiesen und kalibriert werden. An die Kalibration des Systems werden ebenfalls Anforderungen gestellt. Diese muss dadurch erfolgen, dass die für eine bestimmte Geschwindigkeit spezifische Differenz zwischen statischem und dynamischem Druck an das System angelegt wird [23, Kap. 1323a].

Da bei der Verwendung von Pitot-Sonden Einbaufehler (Differenz zwischen IAS und CAS) auftreten, müssen diese ebenfalls bestimmt werden. Dieser systematische Fehler muss für den Startlauf und im Flug bestimmt werden. Für den Startlauf muss dieser Wert für den gesamten Bereich an Starthöhen und Abfluggewichten, in welchen das Flugzeug zugelassen werden soll, bestimmt werden. Für den Startlauf muss dieser für das gesamte Geschwindigkeitsfeld von $0,8 \cdot V_1$ bis zur maximalen V_2 bestimmt werden. Dies muss ebenfalls für einen Startlauf mit Ausfall eines Triebwerks bei minimaler V_1 erfolgen. Diese Tests müssen zu Bedingungen durchgeführt werden, welche CS-25.111 näher definieren [23, Kap. 1323b].

Der Gesamtfehler des Systems, ohne den Kalibrierungsfehler der Anzeigeeinstrumente, darf zwischen V_{MO} und $1,23 \cdot V_{SR1}$ mit eingefahrenen Flaps bzw. zwischen $1,23 \cdot V_{SR0}$ und V_{FE} mit Klappen in Landepositionen 3% oder 5 Knoten nicht überschreiten. Dabei definiert der größere Wert der beiden den maximal zulässigen Fehler [23, Kap. 1323c]. In Diagramm 3.1 sind die maximal zulässigen Fehler in Abhängigkeit zur Fluggeschwindigkeit aufgetragen.

Zwischen $1,23 \cdot V_{SR}$ bis zur Geschwindigkeit bei der die Stallwarnung des Flugzeuges aktiv wird, muss sich die IAS merklich gleichsinnig wie die CAS ändern. Bei Geschwindigkeiten unterhalb der Stallwarnung darf sich die Anzeige nicht gegensinnig ändern [23, Kap. 1323d]. Zwischen V_{MO} und $V_{MO} + 2/3 \cdot (V_{DF} - V_{MO})$ muss sich die IAS wahrnehmbar und im gleichen Sinne wie die CAS verändern. Bei höheren Geschwindigkeiten bis zu V_{DF} darf sich die IAS nicht gegensinnig ändern [23, Kap. 1323e].

Da der Startlauf und der Beginn des Steigfluges zu den unfallträchtigsten Phasen eines Fluges

zählen, darf die Besatzung in dieser Phase nicht unnötig abgelenkt werden [24]. Daher darf es während des Starts, zwischen Beginn der Rotation und dem Erreichen eines stabilen Steigfluges keine Indikationen des Airspeed Indicating System geben, welche der Besatzung unzulässige Schwierigkeiten verursacht [23, Kap. 1323f]. Darunter fallen Fehlermeldungen oder Alarme, die die Besatzung ablenken.

Anzeigeverzögerungen des Airspeed Indicating System dürfen nicht zu einer signifikanten Abweichung der Startgeschwindigkeit oder signifikante Fehler sowie zu Fehlern bei der Start- oder Start/Stopfstrecke führen [23, Kap. 1323g].

Wie schon in Kapitel 1 ausgeführt, führen verstopfte oder zugefrorene Pitot-Sonden zu schwerwiegenden Zwischen- und Unfällen. Daher müssen die Subsysteme des Air Speed Indication Systems, soweit wie praktikabel möglich, so ausgeführt sein, dass Fehlfunktionen oder ernsthafte Fehler, ausgelöst durch das Eindringen von Schmutz, Feuchtigkeit und anderen Substanzen, verhindert werden [23, Kap. 1323h].

Herkömmliche Pitot-Sonden ragen aus der Flugzeugzelle hervor und bilden ein zusätzliches Risiko für eine Kollision mit Vögeln. Um zu verhindern, dass ein Treffer mit einem Vogel mehrere Pitot-Sonden gleichzeitig beschädigt, müssen diese so angeordnet werden, dass die Kollision mit einem Vogel nicht mehrere Pitot-Sensoren beschädigt [23, Kap. 1323j].

3.2 Weitere Anforderungen der CS-25 an Fluginstrumente

Das LDA kann auf Grund seiner Funktionen zum Instrumentensystem des Flugzeuges gezählt werden. Aus diesem Grund wurden Requirements in der CS-25, welche diese Themen behandeln, gezielt näher betrachtet.

Instrumente und Sensoren, welche mit elektrischer Energie versorgt werden, müssen so ausgelegt werden, dass diese eine nicht ordnungsgemäße Spannungsversorgung selbstständig erkennen und anzeigen. Beim Ausfall einer dieser Spannungsquellen muss das Instrument durch eine zweite Spannungsquelle versorgt werden können. Ein Umschalten auf die Alternative kann dabei automatisch oder manuell durch die Besatzung erfolgen. Der Ausfall einer Spannungsquelle darf dabei nicht die Instrumente beider Besatzungsmitglieder gleichzeitig betreffen [23, Kap. 1331a]. Die Instrumente der Besatzung, z.B. für die Geschwindigkeit, müssen durch getrennte Rechner und Sensoren unabhängig voneinander sein [23, Kap. 1333a]. Die Elektronik der installierten Sensoren und Systeme darf von anderen elektrischen Systemen nicht gestört werden und diese ebenfalls nicht selbst stören. Elektrische Verbindungen, welche die Komponenten des LDA-Systems verbinden, werden unter dem Oberbegriff Electrical Wiring Interconnection System (EWIS) zusammengefasst. Diese müssen so konstruiert, ausgelegt und oder verbaut sein, dass:

- die mechanische Belastung möglichst minimiert werden [23, Kap. 1703a],
- es zu keinen gefährliche Auswirkungen im Bereich von Feuchtigkeitsansammlungen wie z.B. Brandgefahr kommen kann [23, Kap. 1703d],
- wenn möglich ausreichend Abstand zu den Systemen für Treibstoff, Hydraulik, Sauerstoff und (Ab-)Wasser eingehalten wird oder adäquate Barrieren vorhanden sind [23, Kap. 1707e-h],
- keine mechanischen Schäden durch Abrieb und scheuern an scharfen Kanten entstehen [23, Kap. 1707l],
- das Risiko von Beschädigungen durch Personen in allen Flug und Wartungsphasen minimiert wird [23, Kap. 1721b],
- die Kabelummantelungen und das Isolationsmaterial selbstlöschend und entsprechend getestet sind [23, Kap. 1713c].

Integraler Bestandteil des Messprinzip des LDA ist die Abbildung der Laserstrahlen in das Messmedium. Dies erfolgt bei dem neu entwickelten LDA-System, wie in Kapitel 4 beschrieben,

über einen zentralen Transceiver. Auf dieser Optik kann sich bei ungünstigen Flug- und Wetterbedingungen Eis bilden und das Abbilden der Laserstrahlen in das Messvolumen behindern. Aus diesem Grund muss der Transceiver vor Vereisung geschützt werden. Wie dieses System ausgelegt werden muss, wird in Artikel 1419 der CS-25 definiert. Für alle Flug- und Betriebszustände, in denen das LDA eingesetzt werden soll, müssen Analysen durchgeführt werden, ob die geplanten Ice-Protection-Maßnahmen ausreichend sind, um das System sicher betreiben zu können [23, Kap. 1419a]. Die getroffenen Maßnahmen und Analysen müssen anschließend in Flugtests verifiziert und nachgewiesen werden, dass diese ausreichend sind [23, Kap. 1419b]. Sollte das Ice-Protection-System ausfallen oder in eine abnormale Funktion geraten, so muss die Besatzung mit einem Alarm der Kategorie Caution informiert werden [23, Kap. 1419c]. Im Handbuch des LDA-Systems muss zudem dokumentiert werden, wie das Ice-Protection-System aktiviert und deaktiviert werden kann [23, Kap. 1419h].

3.3 Diskussion der Anforderungen an ein LDA

Für die Messung der Geschwindigkeit berücksichtigt die CS-25 durch deren Formulierung der Anforderungen die Verwendung von Pitot-Sonden. Zum Beispiel dadurch, dass zum Bestimmen mancher Fehler ein entsprechendes Druckverhältnis angelegt werden muss. In Kapitel 1323j werden Pitot-Sonden zudem explizit genannt. Für Pitot-Sonden sind spezielle Kalibriersysteme wie das Air Data Test Set [25] verfügbar, welche an die Sonde einen definierten Druckunterschied zwischen statischem und dynamischem Druckaufnehmer applizieren. Mit diesem kann der Instrumentenkalibrationsfehler (CS-25.1323a) sehr einfach festgestellt werden. Diese Methode ist bei einem LDA-System nicht möglich, da keine Druckunterschiede gemessen werden. Um diesen Fehler für ein LDA-System bestimmen zu können, sind unter anderem Messungen in einem Windkanal, in welchem Partikel gemessen werden können, notwendig. Eine Möglichkeit zum Testen bereits verbauter LDA-Systeme wären lasergravierte Rotationskörper, welche Streuer simulieren kann. Damit würde sich z.B. die Einbauposition kalibrieren lassen. Die Verwendung von Pitot-Sonden führt zudem zu diversen aerodynamischen Effekten, welche wiederum zu Fehlern in der Geschwindigkeitsmessung führen. Da LDA-Systeme direkt und ohne Interaktion mit der Strömung die TAS bestimmen, können manche Fehler z.B. statische Fehler, gar nicht auftreten. Diese können somit auch nicht bestimmt werden. In einem möglichen Zulassungsverfahren müssten hierfür Certification Review Item (CRI) erstellt werden. Durch das Messprinzip kann ein LDA-System allerdings für jede Messung einen Fehlerbalken bestimmen und somit für jede Messung einen aktualisierten Fehler angeben. Bei den bisherigen Testkampagnen und Entwicklungen wurde, wie in 2.5 beschrieben, noch kein Fokus auf die Genauigkeit des Systems gesetzt, sondern lediglich das Messprinzip getestet. Am 22.10.2022 wurden Testflüge im Langsamflug durchgeführt, um die Funktion des LDA auch bei niedrigeren Geschwindigkeiten zu testen. Dabei konnten die Messungen des LDA mit der installierten Basismessanlage und dem kalibrierten Fünflochsonden-Nasenmast der Falcon 20-E5 verglichen werden. Die Messungen erfolgten in unterschiedlichen Höhen und nicht in der durch die CS 25.1323c geforderten Konfigurationen. In Abbildung 3.1 sind die gewichteten Abweichungen der Messungen zur Basismessanlage eingezeichnet. Je heller ein Bereich in der Grafik ist, desto mehr der gemessenen Werte liegen in diesem Bereich. In weiß sind die durch [23, Kap. 1323c] vorgegeben Fehlergrenzen eingezeichnet. Es ist erkennbar, dass die Mehrheit der Messwerte innerhalb der vorgegebenen Fehlergrenzen liegt. Dies zeigt die Leistungsfähigkeit des entwickelten LDA-Systems, insbesondere da in diesen Versuchen wie in 2.5 ausgeführt kein Fokus auf der Genauigkeit bestand. Die gehäufte positive Abweichung im Bereich von $100 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ ist derzeit noch nicht geklärt und benötigt weitergehende Ursachenforschungen.

Da keine Öffnungen, sondern lediglich freie Sicht, benötigt wird, reduziert sich die Gefahr des Eindringens von Schmutz in Öffnungen auf ein Minimum. CS-25.1323j benennt explizit, dass

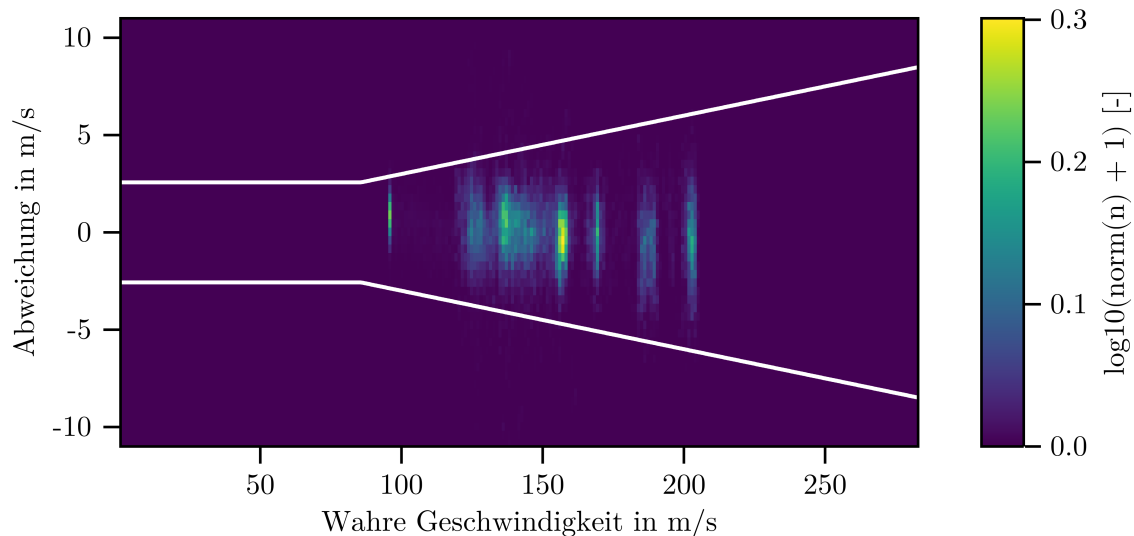


Abbildung 3.1: Gewichtete Abweichungen der LDA-Messungen zur Basismessanlage. Durchgezogene weiße Linien stellen die durch CS-25.1323 zulässige Abweichung während der Start- und Landephase dar.

nicht mehrere Pitot-Sonden von einem Vogel getroffen werden dürfen. Diese Anforderung lässt sich auch auf das LDA-System und den Transceiver übertragen. Auf ein System abstrahiert, welches nur auf LDAs basiert, muss daher sichergestellt sein, dass ein Vogelschlag nicht mehrere LDA-Sensoren gleichzeitig beschädigt oder in der Funktion einschränkt.

Die hauptsächlichen EWIS-Komponenten des LDA-Systems sind innerhalb des ATR verbaut und durch dieses geschützt. Die von der Avionicsbay zum Transceiver führenden LWL fallen nicht unter die Definition der EWIS-Komponenten, da sie keine elektrischen Leistungen oder Signale transportieren. Innerhalb der CS-25 finden sich keine passenden Anforderungen für LWL. Da in ihnen eine hohe optische Leistungsdichte transportiert wird, empfiehlt es sich allerdings die LWL-Komponenten den Anforderungen an EWIS-Komponenten zu unterwerfen. Die Ergebnisse der PRA berücksichtigen diese Anforderungen bereits.

Da die entwickelten LDA-Systeme lediglich wissenschaftliche Instrumente sind, wurde der Thematik des Ice-Protection-System bisher wenig Beachtung geschenkt. Bei den Flugversuchen wurden elektrische Heizer an den Optiken verwendet, um diese eisfrei zu halten. Diese sind auch beim nun zu untersuchenden LDA-System vorgesehen. Der Einfachheit halber sind diese ständig in Betrieb und beheizen die Optiken. Für einen Realeinsatz müsste diese Thematik noch stärker untersucht und Konzepte erstellt werden.

4 Das Laser-Doppler-Anemometer

Für die Analyse eines Systems ist eine genaue Kenntnis der einzelnen Funktionen und Subsysteme notwendig. Die Grundlagen für die Analysen werden in diesem Kapitel geschaffen und das untersuchte LDA-System vorgestellt. Zu Beginn wird eine Übersicht über das System, und dessen Funktionsweise gegeben. Darin erfolgt auch eine kurze Vorstellung der einzelnen Baugruppen und das Zusammenspiel der einzelnen Subsysteme. Darauf aufbauend erfolgt eine Einführung in Kommunikationsarchitektur des Gesamtsystems. Abschließend erfolgt eine kurze, detailliertere Vorstellung der einzelnen Komponenten und Funktion. Insgesamt kann so ein Verständnis für das LDA-System und dessen Funktion gewonnen werden.

4.1 Systembeschreibung Laser-Doppler-Anemometer

Das LDA-System kann als ein neuartiges System zur Bestimmung des Windvektors eines Luftfahrzeugs bezeichnet werden. Abb. 4.1 gibt dazu einen Überblick über die einzelnen Systemkomponenten. Das LDA-System kann in drei übergeordnete Baugruppen aufgeteilt werden, dem Air Transport Rack (ATR), die Lichtwellenleiter (LWL) und dem Transceiver. Im ATR sind sämtliche Elektronik-, Laser- und Rechensysteme untergebracht, welche zum Betrieb des Systems notwendig sind. Die LWL stellen die optische Verbindung zwischen dem ATR und dem Transceiver her. Der Transceiver ist der Sensorkopf, welcher die Laserstrahlen in das Messvolumen und das zurückgestreute Licht auf die LWL abbildet. Abbildung 4.1 gibt dafür eine Übersicht über die Komponenten des Systems.

Die Elektronik-, Laser-, und Rechensysteme des Systems bestehen aus einer Virtual Path Cross-Connect (VPX)-Backplane, einem FPGA-Entwicklungsboard, einem VPX-Switch, vier LDA-Modulen sowie den benötigten elektrischen und mechanischen Verbindungen. Die VPX-Backplane bildet dabei das Rückgrat des Systems und verbindet die einzelnen elektrischen Komponenten miteinander. Die Kommunikation der Subsysteme miteinander wird in 4.2 näher erläutert. Über die Backplane erfolgt ebenfalls eine redundante Spannungsversorgung der einzelnen Komponenten. Die zentrale Steuer- und Recheneinheit des Systems bildet das Entwicklungsboard mit einem FPGA. Im Weiteren wird diese Einheit einfachheitshalber lediglich als FPGA oder FPGA-Board bezeichnet, bezieht sich aber auf das gesamte Board. Es kommandiert die einzelnen LDA-Module und überwacht diese. Gleichzeitig erfolgt durch das FPGA die Berechnung des Flugwindvektors auf Basis der von den LDA-Modulen übertragenen Signale. Dieser wird während des Forschungsbetriebs, zusammen mit Health Monitoring-Daten auf einem externen Speicher abgespeichert. Im Realbetrieb könnte der Flugwindvektor und weitere Systemdaten auf geeigneten Kommunikationswegen anderen Systemen zur Verfügung gestellt werden. Der Speicher wird in dieser Arbeit nicht näher betrachtet und ist daher auch nicht in Abb. 4.1 abgebildet. Die Kommunikation des FPGA mit den LDA-Modulen erfolgt über den ebenfalls an die VPX-Backplane angeschlossenen VPX-Switch. Dieser steuert die Kommunikation des FPGA zu den einzelnen LDA-Modulen. Diese sind, wie in Abb. 4.1 dargestellt, alle gleich aufgebaut und bilden jeweils einen Messkanal des Systems. Jedes Modul ist als ein Einschub in das ATR konstruiert und beinhaltet alle Komponenten eines Kanals. Diese bestehen aus einem Controller-Printed Circuit Board (PCB), einem Treiber- & Detektor-PCB, zwei Laserdioden sowie mehreren faseroptischen Komponenten.

Über die VPX-Backplane kommandiert das FPGA eine geforderte Laserleistung, sowie eine Zieltemperatur der Laserdioden an das Controller-PCB. Dieses dient als Busschnittstelle zwischen dem Ethernetbus der VPX-Backplane und dem Treiber- & Detektor-PCB und besteht aus einem Mikrocontroller mit dessen benötigter Beschaltung. Die Kommandos werden durch das Controller-PCB übersetzt und an das Treiber- & Detektor-PCB weitergegeben. Das Treiber

& Detektor-PCB regelt auf Grundlage der Kommandos die Leistung der Laserdioden und der thermoelectric cooler (TEC) auf den Laserdioden. An den Laserdioden sind temperaturabhängige Widerstände angebracht. Die Werte der Widerstände werden von den Treiber- & Detektor-PCB zur Regelung der TEC genutzt. Gleichzeitig werden die gemessenen Werte über das Controller-PCB im Rahmen des Health Monitoring an das FPGA übertragen. Die Laserdioden der Pump- und Seedlaser sind mittels LWL mit einem Pumpcombiner verbunden. Dieser koppelt das Licht von Pump- und Seedlaser in eine gemeinsame Faser ein, welche mit der optisch aktiven Faser verbunden ist. Diese verstärkt das Licht des Seedlasers, mit Hilfe des durch den Pump- und Seedlaser erzeugten Lichtes. Das verstärkte Laserlicht wird durch einen Fused-Coupler aufgeteilt. Dabei wird ein kleiner Teil des Lichtes als Referenzsignal ausgekoppelt. Das restliche Licht wird durch einen LWL zum Zirkulator geführt. Dieser leitet das vom Fused Coupler kommende Licht in Richtung des Transceivers. Dazu verfügt das ATR an der Außenseite über LWL-Stecker. Hier können speziell geschützte und in einem Metallmantel geführte LWL angeschlossen werden, welche das ATR in der Avionicsbay mit dem Transceiver an der Flugzeughülle verbinden. Im Inneren des Transceivers sind mehrere Optiken verbaut, die das Licht aus allen vier LDA-Modulen auf unterschiedliche Punkte im Messvolumen abbilden. Durchquert nun, wie oben ausgeführt, ein Partikel einen Laserstrahl, so wird das Laserlicht gestreut und mit einem Dopplerverschiebung versehen. Ein Teil des gestreuten und dopplerverschobenen Lichts wird dabei auch in Richtung des Transceivers zurückgeworfen. Durch die Optiken ist dafür gesorgt, dass das zurückgestreute Licht auch in den dafür passenden Kanal eingekoppelt wird. Das eingekoppelte Licht gelangt über den LWL wieder zurück in das ATR. Durch den Zirkulator wird das zurückgestreute Licht in Richtung des 50/50 Couplers geleitet. Hier wird das zurückgestreute Licht mit dem vorher separierten Referenzsignal interferiert. Das Interferenzsignal verlässt den 50/50 Coupler durch zwei LWL, welche das Signal auf den Detektor auf dem Treiber- & Detektor-PCB abbilden. Dem Detektor ist ein Transimpedance Amplifier (TIA) nachgeschaltet, welcher das Stromsignal des Detektors in ein verstärktes Spannungssignal übersetzt. Dieses gelangt anschließend über ein Radio Frequency (RF)-Kabel zum FPGA. Dies geschieht mit den Signalen aus allen vier LDA-Modulen. Das FPGA wandelt mittels eines internen ADC das analoge in ein digitales Signal um. Die Signale aus allen vier Modulen werden auf eine Impulsantwort der Aerosolstreuungen hin ausgewertet um Streuevents detektieren zu können. Sind diese detektiert, so kann der Dopplerverschiebung eines Events bestimmt werden [7]. Anschließend kann die Moore-Penrose-Inverse bestimmt und dadurch eine Vektorrekonstruktion durchgeführt werden. Zur Bestimmung eines Flugwindvektors sind somit immer Impulsantworten nötig. Wird z.B. der Transceiver blind, können keine Impulsantworten empfangen und kein Vektor berechnet werden. Dies ist ein Vorteil gegenüber den herkömmlichen Pitot-Static-Systemen. Bei diesen ist ein Fehler oft nur schwer detektierbar. Der bestimmte Flugwindvektor kann nachfolgend über die verschiedenen Kommunikationspfade des FPGA-Boards anderen Systemen zur Verfügung gestellt werden.

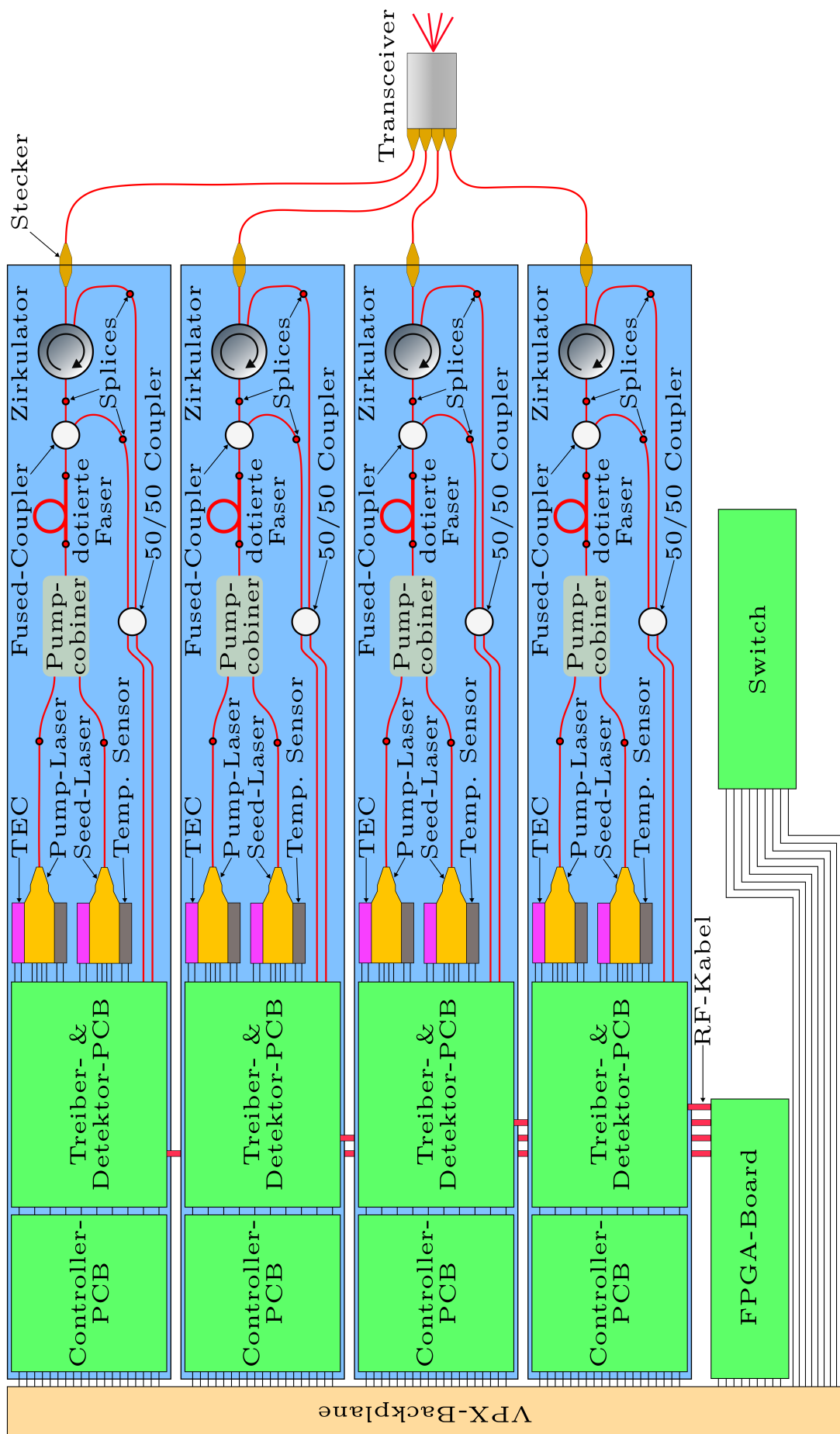


Abbildung 4.1: Für die Analysen verwendete Systemübersicht des LDA-Systems. Die einzelnen Kanäle des LDA sind durch blauen Hintergrund gekennzeichnet. Der für Flugtests ebenfalls angeschlossene Speicher sowie die Spannungsversorgung ist nicht dargestellt und wurde bei den Analysen nicht berücksichtigt.

4.2 Kommunikationsarchitektur

Wie oben ausgeführt bildet eine Backplane auf VPX-Basis das Rückgrat der Kommunikation innerhalb des Systems. Abb. 4.2 stellt die verschiedenen Verbindungsarten innerhalb des Systems bzw. über die VPX-Backplane dar. Über die VPX-Backplane werden in getrennten Leitungen mehrere verschiedene Busse zwischen den einzelnen Subsystemen etabliert. Zwischen jedem Controller-PCB und dem FPGA-Board wird je eine Ethernet und eine Intelligent Platform Management Interface (IPMI) 2.0 Verbindung aufgebaut. Die Ethernetverbindung dient der Kommandierung der einzelnen Module, die IPMI 2.0 Verbindung wird zur Abfrage von Health-Monitoring-Daten genutzt. Durch das FPGA-Board können die Laserleistung und eine Temperaturvorgabe für jede Laserdiode einzeln kommandiert werden. Die Controller-PCB übertragen diese Vorgabe in ein analoges Signal und stellen dies den Treiber- & Detektor-PCB zur Verfügung. Mit diesen Werten regeln die Treiber- & Detektor-PCB die entsprechenden Laserdioden. Dabei dient immer der jeweils letzte gültige Wert als Sollwert. Über die IPMI 2.0 Verbindung kann durch das FPGA-Board die Leistungsaufnahme und Temperatur der Laserdioden abgefragt werden. Dazu übertragen die Treiber- & Detektor-PCB die Leistungsaufnahme und Temperatur der Laserdioden analog an die Controller-PCB. Diese digitalisieren diese Messwerte und übertragen sie über den IPMI-Bus an das FPGA-Board. Sollten die Health Monitoring Daten nicht im zulässigen Bereich liegen kann durch das FPGA-Board das entsprechende Modul abgeschaltet werden. Wie in Abb. 4.2 ersichtlich, sind diese Verbindungen auch physisch als 1:1-Verbindungen zwischen den Controller-PCB und dem FPGA-Board ausgeführt. Diese Verbindungen werden auch nicht im Switch zusammengeführt. So wird verhindert, dass ein Controller-PCB die Kommunikation mit den anderen Controller-PCB stören kann. Die Treiber- & Detektor-PCB sind zusätzlich über ein RF-Kabel direkt mit dem FPGA-Board verbunden. Durch diese gelangen die analogen Messsignale der Detektoreinheit in das FPGA-Board. Der FPGA führt mit seinem internen ADC eine Digitalisierung und anschließend eine Isolation des Signals durch. Nach Durchführen der Vektorrekonstruktion steht der Flugwindvektor zur Verfügung und könnte an weitere Systeme ausgeliefert werden. Im Rahmen des Forschungsprojekts wird der Flugwindvektor über eine Peripheral Component Interconnect Express (PCIe) Verbindung in einen externen Speicher geschrieben. Wie in Abb. 4.2 ersichtlich, erfolgt dies ebenfalls wieder über den VPX-Switch. Innerhalb des FPGA erfolgt die Kommunikation über boardspezifische, nicht näher betrachtete Busse.

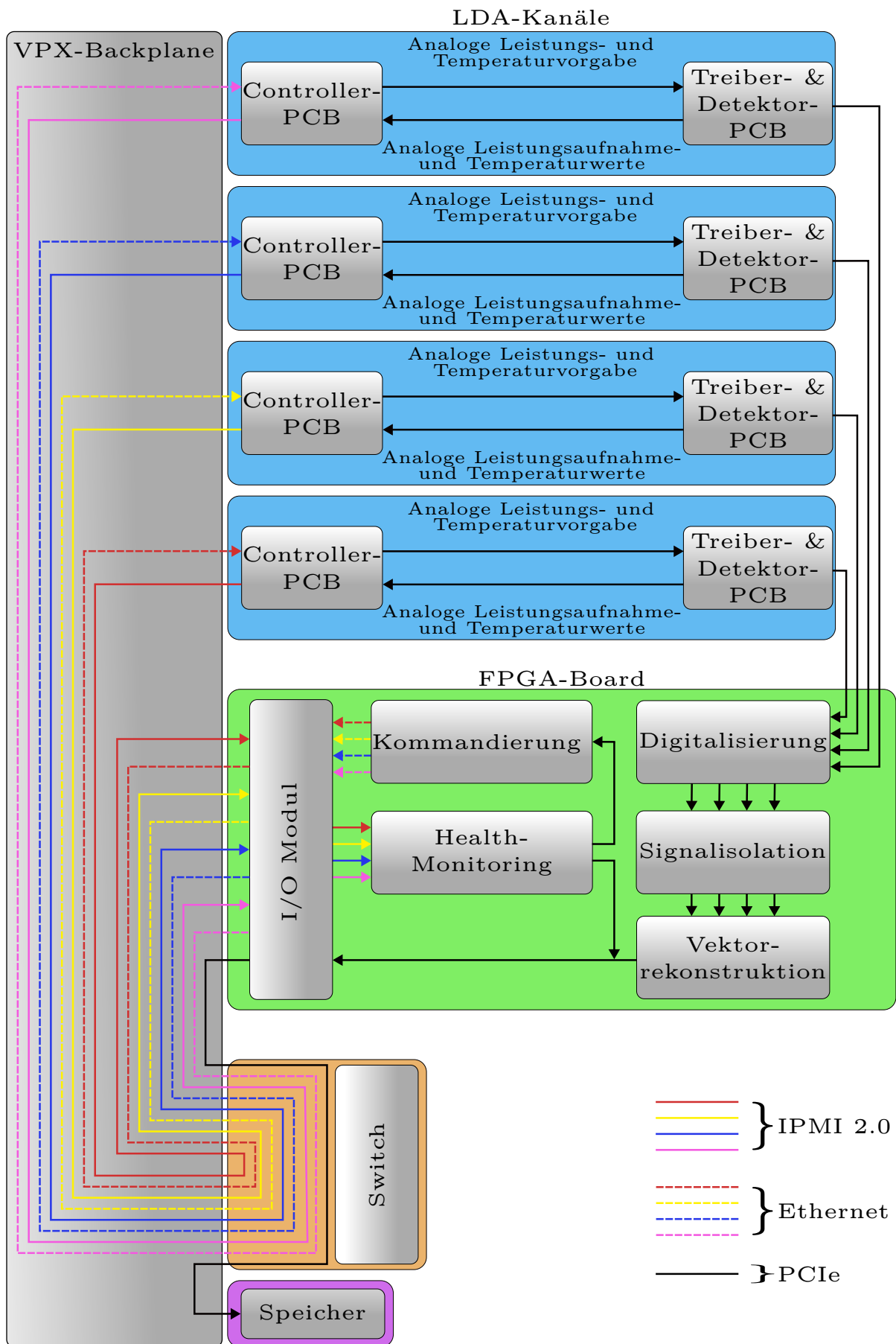


Abbildung 4.2: Kommunikationsplan und Darstellung der verschiedenen Busse zwischen den Subsystemen

4.3 Optische Komponenten

Als optische Komponenten werden im Rahmen dieser Arbeit alle Komponenten des Systems betrachtet, welche Laserlicht erzeugen oder in irgendeiner Form damit interagieren. Die Detektoren bilden dabei eine Ausnahme und sind den elektronischen Komponenten zugeordnet. Für den wissenschaftlichen Betrieb werden für die optischen Komponenten Standardkomponenten aus der Telekommunikationsindustrie verwendet. Diese sind für Versuchsaufbauten in vielfältiger Weise und kostengünstig erhältlich. Für eine spätere Zulassung müssten alle diese Komponenten separat verifiziert und entsprechende Sicherheitsanalysen durchgeführt werden. Die Komponenten werden mit den dazugehörigen LWL an ihren Enden gefertigt und geliefert. Für die Montage des LDA-Systems müssen diese noch gekürzt und anschließend die Enden der jeweiligen Komponenten miteinander verbunden werden. Die LWL werden dazu mittels Splices miteinander verbunden. Die physikalischen Vorgänge in den Komponenten sind für diese Arbeit irrelevant und Vorgänge daher z.T. vereinfacht dargestellt.

4.3.1 Laserquellen

Diodenlaser sind Halbleiterbauteile, welche in kleiner Bauform mit einem hohen Wirkungsgrad Laserlicht erzeugen können. Laserlicht zeichnet sich durch eine hohe sogenannte Brillanz aus und ist damit stark gebündeltes Licht mit hoher Leistung bei geringer spektralen Bandbreite [27]. Ebenso weisen sie eine hohe zeitliche und räumliche Kohärenz auf [18, S.17].

Ein Großteil der durch die Laserdiode aufgenommenen Energie wird allerdings als Wärmeleistung an die Umwelt abgegeben. Laserdioden besitzen einen definierten Temperaturbereich, in welchem sie im Leistungsoptimum und mit der größten möglichen Lebensdauer betrieben werden können. Für jeden Kanal des LDA-Systems werden je zwei verschiedene Diodenlaser benötigt, deren Licht später in einem Pumpcobiner zusammengeführt wird. Das zu verstärkende Laserlicht des Seedlasers wird durch einen sehr schmalbandigen Diodenlaser mit der Wellenlänge von 1550 nm erzeugt. Bei dieser Wellenlänge kommt es nur zu einer sehr schwachen atmosphärischen Absorption. Ebenso sind auf diese Wellenlänge abgestimmte Komponenten in der Telekommunikationsbranche weit verbreitet und daher vielfältig verfügbar.

Das Pumplicht wird durch den zweiten Diodenlaser erzeugt und besitzt eine Wellenlänge von 980 nm. Dies ist die Energiequelle für die Verstärkung des Seedlichtes in der aktiven Faser. Die aktive Faser kann die Pumpenergie in einem sehr breitbandigen Wellenlängenbereich aufnehmen, daher muss die Wellenlänge der Pumpdiode nicht schmalbandig sein.

Die Temperatur der Laserdioden wird durch die Treiber- & Detektor-PCB geregelt. Dies geschieht über Temperatursensoren und TEC, welche an alle Laserdioden montiert sind. Die Abwärme der TEC wird über Kühlrippen an das ATR abgeführt.

Geplant wird mit einer Leistungsaufnahme des Seed-Lasers von ca. 300 mW und einer optischen Leistungsabgabe von ca. 23mW bei einer Wellenlänge von 1550nm. Für den Pumplaser wird eine Leistungsaufnahme von ca. 10W und einer optischen Ausgangsleistung von ca. 5W bei 980nm Wellenlänge angenommen.

4.3.2 Lichtwellenleiter

Lichtwellenleiter (LWL) sind Leitungen, welche der Übertragung von Licht dienen. Die LWL, auch Glasfaser genannt, bestehen dazu aus einem Aufbau aus mehreren verschiedenen Materialien mit unterschiedlichen Brechungsindices. Im Kern, in Abb. 4.3 mit 1.) markiert, findet die eigentliche Strahlführung statt. Dieser ist in der Regel aus Quarzglas oder Kunststoff. Der den Kern umgebende Mantel (2.)) besitzt einen geringen Brechungsindex. Dieser besteht meist auch aus speziell behandeltem Glas oder Kunststoff. Stark vereinfacht kommt es aufgrund der unterschiedlichen Brechungsindexe an der Grenzfläche zwischen Kern und Mantel zur Total-

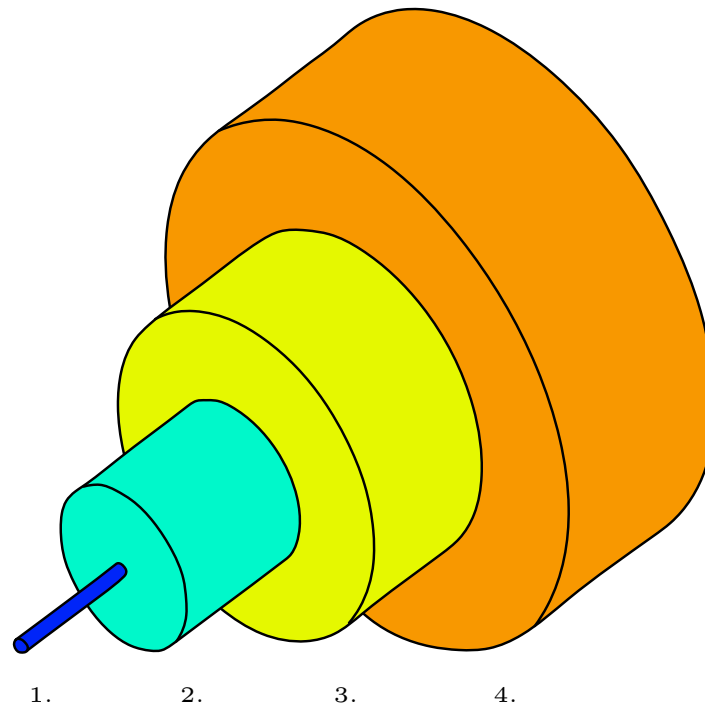


Abbildung 4.3: Schematischer Aufbau einer Glasfaser 1.) Kern, 2.) Mantel, 3.) Schutzbeschichtung, 4.) äußere Hülle nach [29]

reflexion und damit zu einer Leitung des Lichts [28, S.418]. Durch Linsen kann Licht in den Kern der Faser eingekoppelt werden [27, S.245]. Die Schutzbeschichtung und die äußere Hülle bestehen aus einer Lackierung und einem Mantel aus Kunststoff. Diese schützen die Faser vor mechanischen Einflüssen und Feuchtigkeit [28, S.418].

Sollten zwei LWL miteinander verbunden werden, so geschieht dies mittels sogenannter Splices. Dazu werden die Enden der Kerne gebrochen, zueinander ausgerichtet und anschließend miteinander verschweißt. Dadurch entsteht eine optisch durchgängige Verbindung. Zum Schutz dieser Verbindung wird diese noch von einem zusätzlichen mechanischen Schutz umgeben [26, S.150].

4.3.3 Coupler und Interferometer

Der Fused Coupler und das Interferometer sind faseroptische Kopplungskomponenten bei denen das Licht aufgeteilt oder zusammengeführt wird. Wie in Abb. 4.4 dargestellt kann so das Licht eines Senders an zwei Empfänger aufgeteilt werden. Ebenso kann ein Coupler dazu genutzt werden, zwei Lichtstrahlen miteinander interferieren zu lassen. Die Signale der Sender interferieren dann im Mittelteil und das Interferenzsignal verlässt den Coupler in Richtung der beiden Empfänger. Zur Herstellung der Komponenten werden die Kerne von zwei LWL freigelegt und unter Zug miteinander verschmolzen. Durch die Verschmelzung können nun Signale von einem LWL in den anderen übertreten. Während der Verschmelzung kann das Aufteilungsverhältnis zwischen den Ausgangs-LWL eingestellt werden [26, S.151].

Für das LDA-System werden Coupler mit einem Ausgangsverhältnis von 1/99 und 50/50 verwendet. Ebenso unterscheiden sich die Coupler durch die Anzahl der Eingangs-LWL. Ein Coupler mit einem Ausgangsverhältnis von 1/99 und nur einem Eingangs-LWL wird genutzt, um das Referenzsignal bereitzustellen. 99% des einfallenden Signals werden durch einen Ausgang an den Transceiver weitergeleitet während 1% des Signals in das Interferometer geleitet wird. Dies

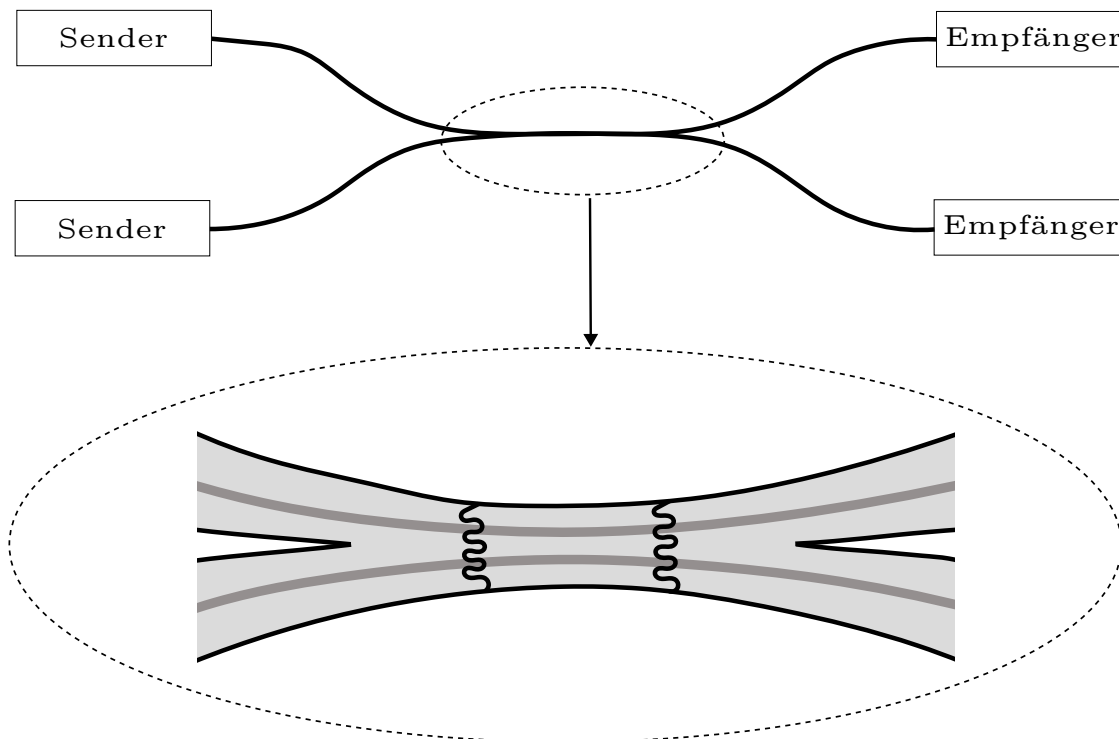


Abbildung 4.4: Schematischer Aufbau und Querschnitt durch die Coupler nach [26, S.151].

ist ebenfalls ein Coupler, allerdings mit zwei Ein- und Ausgängen und einem Ausgangsverhältnis von 50/50. In diesem interferiert das zurückgestreute Licht mit dem Referenzsignal. Anschließend verlässt dieses Signal gleichmäßig auf die Ausgänge verteilt den Coupler.

4.3.4 Laserverstärker

Der Laserverstärker wird durch einen Pumpcombiner und eine optisch aktive Faser gebildet. Dazu führt der Pumpcombiner das Licht des Seed- und des Pumpasers in einem LWL zusammen. Das Licht des Seedlasers wird dazu in den Kern, das des Pumpasers in den Mantel des LWL eingekoppelt.

Dieser LWL geht in einen optisch aktiven LWL über, welcher mit Erbium dotiert ist. Durch das Pumplicht und die spezielle Dotierung wird das ursprüngliche Seedlicht als Eingangssignal verstärkt. Typische Verstärkungen liegen hier im Bereich Faktor 1000, bzw. 30 dB [27, S.250]. Um eine Zerstörung des Pumpcombiners zu verhindern muss die maximale Eingangsleistung in beiden Fasern beachtet werden. Da es sich um eine rein faseroptische Komponente handelt wird durch dieses Bauteil keine elektrische Leistung aufgenommen.

Für einen Betrieb im Leistungsmaximum muss die aktive Faser gekühlt werden. Dies erfolgt im hier relevanten Leistungsbereich typischerweise durch Konduktionskühlung, d.h. indem die Faser auf eine wärmeleitende Wickelspule oder einem Kühlkörper befestigt wird. Wird die Wärmeleistung nicht abgeführt oder eine zu hohe optische Leistung eingekoppelt, kann die Faser zerstört werden. Wichtig zu erwähnen sei, dass der Faserverstärker dazu keine elektrische Leistung aufnehmen muss, sondern in Form von Licht mit Prozessenergie versorgt wird.

4.3.5 Zirkulator

Ein Zirkulator ist ein faseroptisches Bauteil, welches ein Signal zyklisch von Port zu Port weiterleitet. Die Lenkung des Lichts erfolgt dabei durch geschickt gewählte Polarisationsänderung des den Zirkulator passierenden Lichtes. Abhängig von dieser wird der Austrittsport aus dem Transceiver festgelegt. Durch welchen Port das Licht den Transceiver verlässt, ist vom Eintrittsport abhängig. An Port 1 eintretendes Licht verlässt, wie in Abb. 4.5 dargestellt, den Zirkulator durch Port 2, im Falle des LDA in Richtung des Transceivers. Über Port 2 eintretendes Licht wird allerdings nicht an Port 1 zurückgeleitet, sondern verlässt über Port 3 den Zirkulator. Für das LDA betrifft dies das zurückgestreute Licht. Für die Anwendung im LDA irrelevant aber technisch möglich ist noch der letzte Pfad. Über Port 3 eintretendes Licht verlässt an Port 1 den Transceiver.

Näheres zur Funktion eines Zirkulators findet sich z.B. in [30].

Zirkulatoren sind rein passive Bauteile und benötigen weder elektrische noch optische Energieversorgung oder Kühlung.

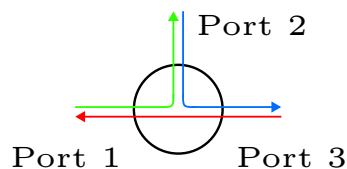


Abbildung 4.5: Signalpfade durch den Zirkulator

4.3.6 Transceiver

Das erzeugte Laserlicht muss für eine Messung in das Messvolumen außerhalb des Flugzeuges abgebildet werden. Diese Aufgabe und auch die Einkopplung des zurückgestreuten Lichts in die LWL übernimmt der Transceiver. In ihm enden die LWL aller vier Kanäle mit entsprechenden Steckern. Die Fasern enden direkt in der Optomechanik des Transceivers. Das Faserende bzw. die austretende Laserstrahlung wird von der Abbildungsoptik in das Messvolumen abgebildet. Durch eine Optik aus mehreren Linsen im Inneren des Transceivers wird gewährleistet, dass der Laserstrahl jedes Kanals auf einen eigenen Messpunkt im Messvolumen abgebildet wird. Die Optik ist äquivalent zu einem konfokalen Abbildungssystem. Dies stellt sicher, dass jeder Kanal nur Licht aus dem jeweils entsprechendem Raumwinkel in die Faser zurückabbildet. Dadurch ist praktisch ausgeschlossen, dass Licht in einen falschen LWL gelangt. Er wird direkt an die Struktur des Flugzeuges montiert und benötigt lediglich eine freie Sicht auf das Messvolumen. Die Linsen der Optik werden mit einer dielektrischen Antireflexbeschichtung versehen, um Lichtverluste und interne Reflexe zu vermeiden. Der Transceiver ist eine Eigenentwicklung des DLR und fusioniert miniaturisiert die vormals vier Optiken in eine gemeinsame. Im Vergleich zum Vorgängerprojekt konnte der Transceiver bedeutend verkleinert werden. Dies wird in Abb. 4.6 deutlich, welches den neu entwickelten Transceiver zeigt.

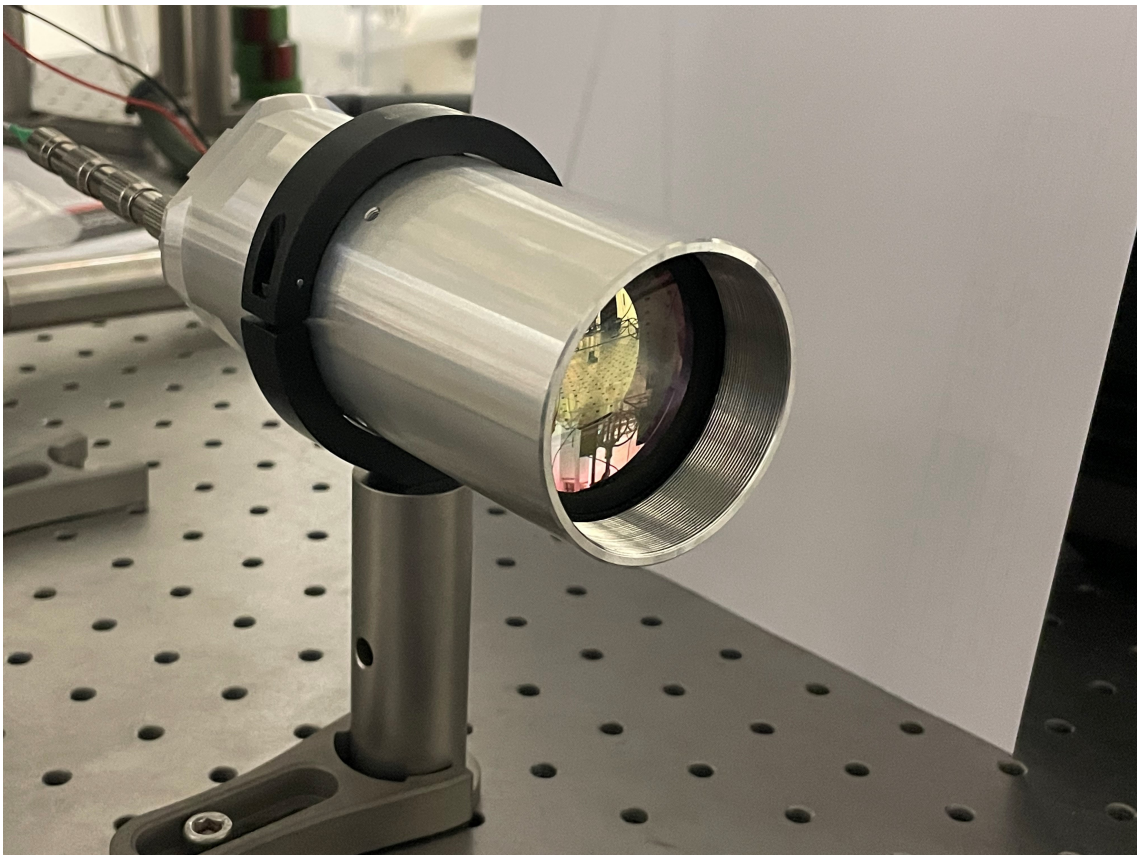


Abbildung 4.6: Prototyp des Transceivers im Laboraufbau. Dieser beherbergt die Optiken für alle Kanäle und ist eine deutliche Miniaturisierung im Vergleich zu Abb. 2.7[22].

4.4 Elektronische Komponenten

Die elektrischen Komponente im LDA-System übernehmen die Steuerung, das Health Monitoring und Datenauswertung des Systems. Dazu stehen die Komponenten wie in 4.2 dargestellt miteinander in Verbindung. Über die VPX-Backplane steht den Komponenten eine redundante Spannungsversorgung zur Verfügung. Bis auf die Treiber- & Detektor-PCB sind alle Komponenten Commercial off-the-shelf (COTS)-Komponenten und damit frei am Markt erhältlich. Die Treiber- & Detektor-PCB sind Eigenentwicklungen des DLR. Zum Zeitpunkt der Arbeit befanden sich die elektrischen Komponenten in der Definitions- und Designphase. Aus diesem Grund sind zum Teil nur sehr wenige Daten vorhanden und entsprechend nur wenig Aussagen zu den Komponenten möglich.

4.4.1 VPX-Backplane

Die Backplane dient der Kommunikation unter den einzelnen Komponenten und deren Spannungsversorgung. Die verwendete Backplane baut auf dem VMEbus International Trade Association (VITA) Standard 46.11 auf und stellt diverse Schnittstellen und Busse zur Verfügung. Dabei kann zwischen Daten- und Kontrollbussen unterschieden werden. Durch einen zentralen Switch werden die unterschiedlichen Busse gesteuert und überwacht. Für das LDA-System werden Ethernet und IPMI 2.0 als Standard zur Kommunikation verwendet. Für die Abspeicherung der im wissenschaftlichen Betrieb gewonnenen Daten ist ein Speicher via PCIe angebunden. Die Hardwareverbindungen dazu befinden sich an der Hinterwand des ATR, in welche die einzelnen Module wie das FPGA eingesteckt werden. An die Backplane angeschlossen werden ebenfalls zwei Netzteile, welche eine redundante Spannungsversorgung der Komponenten ermöglichen.

4.4.2 Controller-PCB

Die Controller-PCB übersetzen die digital über die VPX-Backplan übermittelten Signale in analoge Signale und geben diese an die Treiber- & Detektor-PCB weiter. Umgekehrt werden die analogen Signale der Treiber- & Detektor-PCB digitalisiert und an die Backplane weitergereicht. Ebenso reichen die Controller-PCB die Spannungsversorgung der Backplane an die Treiber- & Detektor-PCB durch und stellen so deren Spannungsversorgung sicher. Die Controller-PCB sind dabei als COTS System-on-Module mit den entsprechenden Schnittstellen für Ethernet und IPMI 2.0 ausgeführt.

4.4.3 Treiber- & Detektor-PCB

Die Treiberschaltung für die Laserdioden sowie die Detektorschaltung sind auf einem gemeinsamen PCB integriert, allerdings voneinander unabhängig aufgebaut. Da diese auf das LDA-System abgestimmt sein müssen, sind dies Eigenentwicklungen des DLR.

Durch das FPGA-Board können Zielvorgaben für Leistung und Temperatur der Laserdioden vorgegeben werden. Die Treiberschaltung regelt entsprechend den Vorgaben die Leistung der Laserdioden und der TEC. Dazu erfasst sie die Temperatur der Laserdioden und übermittelt diese auch an das FPGA. Als Stellgröße dient dabei immer die letzte übermittelte Vorgabe.

Die Detektoreinheit besteht aus einem Photodetektor und dessen Grundbeschaltung sowie einem TIA. Die Detektoren wandelt das einfallende optische Signal der Interferometer in ein Stromsignal um. Dieses wird anschließend durch den TIA in ein verstärktes Spannungssignal gewandelt und dem FPGA per RF-Kabeln zur Verfügung gestellt.

Zum Stand dieser Arbeit befanden sich die Treiber- & Detektor-PCB noch in der Definitions- und Entwicklungsphase weshalb hierzu keine weiteren Angaben gemacht werden können.

4.4.4 Switch

Der Switch steuert die Kommunikation der Komponenten über die VPX-Backplane. Es handelt sich ebenfalls um eine COTS-Komponente, welche alle Busse der VPX-Backplane beherrscht. Die Kommunikationskanäle der einzelnen LDA-Kanäle mit dem FPGA sind voneinander getrennt. Dadurch kann ein Kanal nicht die Kommunikation der anderen Kanäle stören. Es kann angenommen werden, dass der Switch eine entsprechende Wärmeleistung entwickelt. Diese soll in das Innere des ATR abgeführt werden.

4.4.5 Steuereinheit

Für die Steuerung des LDA-Systems und die Berechnung des Flugwindvektors wird ein FPGA-Entwicklungsboard eingesetzt, welches zur VPX-Backplane kompatibel ist. Das FPGA-Board übernimmt dabei folgende Aufgaben: Kommandierung der Laserdioden, Health Monitoring der Laserdioden und Berechnung des Flugwindvektors.

Es wird davon ausgegangen, dass die Digitalisierung des Dopplersignals direkt im FPGA-Chip und nicht durch dezidierte ADC erfolgt. Dadurch wird sich eine erhöhte Leistungsfähigkeit im Bereich der Signalumwandlung erhofft. Es kann davon ausgegangen werden, dass das verwendete FPGA-Board einen Arbeitsspeicher von bis zu 16 GBytes und mehrere analoge Eingänge verfügen wird. Die Taktfrequenz des FPGA wird bis zu 1,5 GHz betragen.

5 Analysen

Im Rahmen dieser Arbeit wurden drei Analysen durchgeführt, um einen Überblick über die Risiken und Fehlerfälle des neu entwickelten LDA-Systems zu verschaffen. Die durchgeführten Analysen werden in diesem Kapitel näher vorgestellt. Zu Beginn wird auf die Grundlagen der Kategorisierung von Fehlerfällen und deren zulässige Auftrittswahrscheinlichkeit eingegangen. Ebenso werden die für die Analysen getroffenen Annahmen und Rahmenbedingungen vorgestellt. Zuerst wird die durchgeführte PRA und deren Besonderheiten vorgestellt. Die anschließend durchgeführte FMEA folgt. Den Abschluss der Analysen bildet eine Common Cause Analyse sowohl innerhalb des LDA-Systems als auch in der Kombination aus LDA-System im Einsatz mit einem herkömmlichen Pitot-Static-System.

5.1 Kategorisierung und zulässige Auftrittswahrscheinlichkeit von Risiken und Fehlerfällen

Risiken und Fehler eines Systems können unter Umständen weitreichende Folgen auf das Luftfahrzeug haben und müssen entsprechend identifiziert und verhindert werden. AMC 25.13097 in [23] gibt Empfehlungen, mit welcher Wahrscheinlichkeit Störungen und Fehler in Abhängigkeit von deren Auswirkungen auftreten dürfen. Fehler werden dazu anhand ihrer Auswirkungen auf das Luftfahrzeug und deren Besatzung klassifiziert. Eine Auflistung der Kategorien und deren Auswirkungen werden in Tabelle 5.1 aufgeführt. Ebenso finden sich in dieser Tabelle die zulässige quantitative und qualitative Auftrittswahrscheinlichkeiten von Risiken und Fehlern entsprechender Kategorien. Die Beschreibung möglicher Folgen auf das Luftfahrzeug und dessen Besatzung kann helfen, bei der Durchführung von Analysen die identifizierten Risiken und Fehlerfälle zu klassifizieren. Gleichzeitig kann dadurch bestimmt werden, ob deren Auftrittswahrscheinlichkeit in einem zulässigen Bereich liegt.

	Klassifikation				
	No Safety Effect (NON)	Minor (MIN)	Major (MAJ)	Hazardous (HAZ)	Catastrophic (CAT)
Effect on Aeroplane	No effect on operational capabilities or safety	Slight reduction in functional capabilities or safety margins	Significant reduction in functional capabilities or safety margins	Large reduction in functional capabilities or safety margins	Normally with hull loss
Effect on Flight Crew	No effect on flight crew	Slight increase in workload	Physical discomfort or a significant increase in workload	Physical distress or excessive workload impairs ability to perform tasks	Fatalities or incapacitation
Zulässige qualitative Auftrittswahrscheinlichkeit	Frequent	Probable	Remote	Extremely Remote	Extremely Improbable
Zulässige quantitative Auftrittswahrscheinlichkeit		$< 10^{-3} \frac{1}{h}$	$< 10^{-5} \frac{1}{h}$	$< 10^{-7} \frac{1}{h}$	$< 10^{-9} \frac{1}{h}$

Tabelle 5.1: Klassifikation von Fehlerfällen und deren zulässigen Auftrittswahrscheinlichkeiten sowie Auswirkungen auf das Luftfahrzeug und Besatzung angelehnt an [23, AMC 25.1309 8.].

5.2 Für die Analysen getroffene Annahmen

Das sich in der Entwicklung befindliche System ist noch nicht abschließend definiert und nicht für einen Einsatz als Backup-Instrument konzipiert. Um dennoch eine Vergleichbarkeit zu ermöglichen, wurden für die Analysen Annahmen getroffen.

Für die Analysen wurde davon ausgegangen, dass ein LDA-System als Backup-Instrument anstelle eines Pitotrohres und eines AoA-Sensors verwendet wird. Die Static-Ports von ADIRU 3 werden zur Bestimmung der barometrischen Höhe weiterhin benötigt. In Abb. 5.1 ist der angenommene Systemaufbau dargestellt. Als primäre Sensoren dienen herkömmliche Pitot und Static-Probes und AoA-Sensoren. Dabei wurde von einer funktionsfähigen Buskommunikation zwischen LDA-Modul und ADIRU3 ausgegangen.

Für den Einbauort des Transceivers wurde der Nosecone, oberhalb des Wetterradars angenommen. Hier werden die besten Messergebnisse für die Bestimmung der ungestörten Anströmung erwartet. Für die restlichen Komponenten des LDA-Systems wurde ein Einbauort in der Avionicsbay des Flugzeuges angenommen.

Die verwendete VPX-Backplane des Systems wurde als zertifiziert angesehen und nicht näher betrachtet.

Ebenso wurde die Software, welche die Signale der Detektoren auswertet und den Flugwindvektor berechnet, als fehlerfrei angenommen und nicht näher betrachtet.

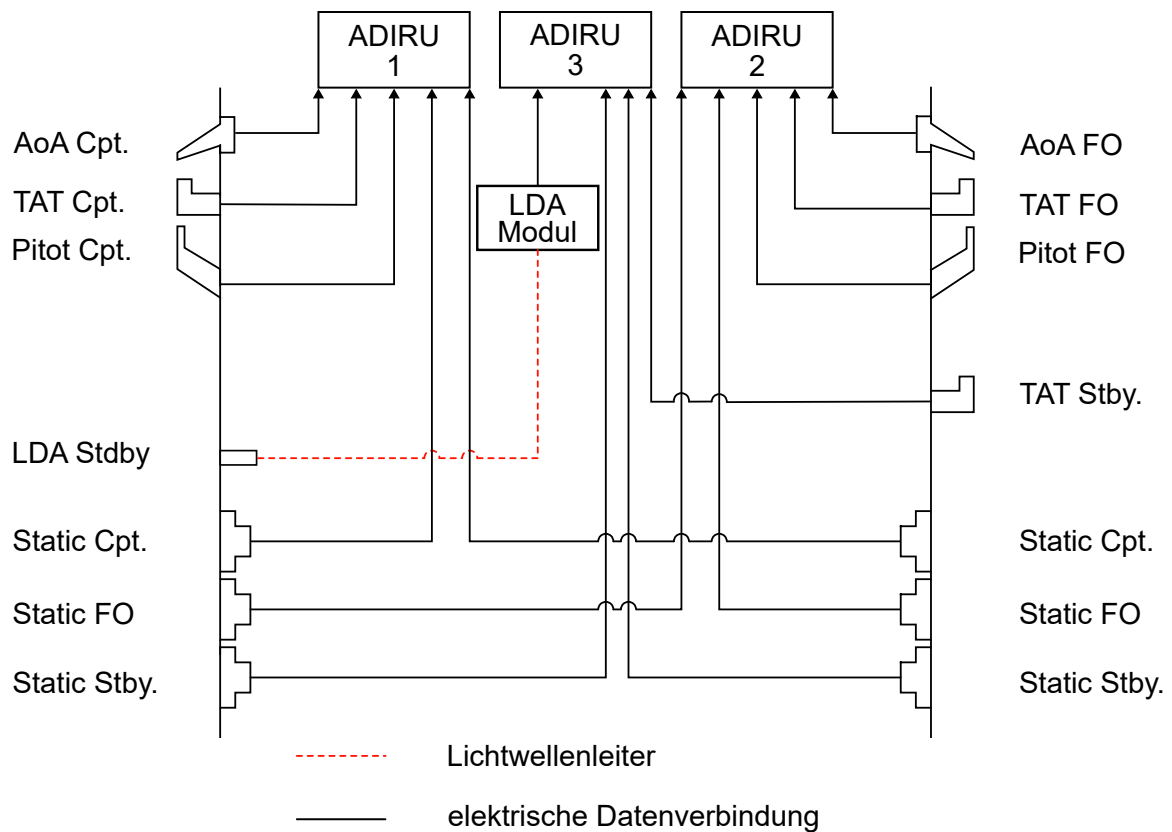


Abbildung 5.1: Der für die Analysen angenommene Aufbau eines ADIRS, mit zwei regulären Sensorsätzen und dem LDA als Backup für die Pitotrohre und den AoA-Sensor. Cpt. bezeichnet die Sensoren, welche die Instrumente des Kapitäns, FO die des ersten Offiziers versorgen. TAT bezeichnet die Sensoren für die Totaltemperatur. Die Spannungsversorgung der einzelnen Sensoren und Systeme ist nicht dargestellt.

5.3 Particular Risk Analysis (PRA)

Bei der PRA handelt es sich um eine Analysemethode, welche die Auswirkungen von äußeren Risiken auf ein System untersucht. Äußere Risiken können dabei vielfältig und unterschiedlichster Natur sein. So sind physikalische genauso wie menschliche Handlungen als äußeres Risiko zu betrachten.

5.3.1 Prozess der Analyse nach ARP 4761

Der Prozess der PRA analysiert qualitativ äußere Risiken für ein System. In dieser Arbeit wurde die Durchführung der PRA an die Vorgaben der ARP 4761 angelehnt. Diese empfiehlt einen vorgegeben Prozess für die Durchführung einer PRA. Dieser soll nun mit dem in der ARP 4761 verwendeten Beispiel vorgestellt werden.

In einem ersten Schritt wird das zu untersuchende Risiko definiert. Die ARP 4761 verwendet hierfür als Beispiel das Risiko eines Reifenplatzens des Fahrwerks. In einem folgenden Schritt wird ein Versagensmodell des Risikos definiert, welches für die weitere Analyse verwendet wird. Anschließend werden die zu erfüllenden Anforderungen erfasst und ausgewertet. In den darauf folgenden Schritten werden die durch die Folgen des Risikos betroffenen Bereiche und Systeme definiert. Im Beispiel der ARP 4761 wäre dies z.B. der Fahrwerksschacht. Darauf aufbauend können die Auswirkungen des Risikos auf das System anhand des Versagensmodells betrachtet werden. Diese Auswirkungen führen zu Ausfallmodi des Systems, welche im nächsten Schritt auf ihre Auswirkungen auf das gesamte Luftfahrzeug hin untersucht werden. Sollte die Auswirkungen akzeptabel sein, so können diese Ergebnisse der PRA in Zertifizierungsverfahren verwendet werden. Sind die Auswirkungen nicht akzeptabel, so muss eine Designänderung durchgeführt werden [11, App. J.3]. Diese erfordert dann eine erneute Untersuchung.

Ob die Auswirkungen eines Risikos und dessen Auftretswahrscheinlichkeit akzeptabel ist kann mittels Tabelle 5.1 abgeschätzt werden.

Eine Dokumentation der Analyse ist für eine Zertifizierung unerlässlich. Die ARP 4761 benennt mehrere Punkte die dokumentiert sein sollten:

- die Beschreibung des Risikos,
- die Systeme, welche durch das Risiko betroffen und wo diese installiert sind,
- der Ausfallmodi des Systems,
- die Auswirkungen auf das Luftfahrzeug und deren Kategorisierung.

Zusätzlich sollten noch alle Abweichungen von den ursprünglichen Annahmen und die etwaigen Mitigationsmaßnahmen dokumentiert werden [11, App. J.4].

5.3.2 Spezifika für durchgeführte Analyse

Grundlage für die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte PRA war das in 4 vorgestellte LDA-System, welches in ein wie in 5.2 eingeführtes ADIRS eingebunden ist. Die Durchführung der PRA für das System wurde auf Basis des in der ARP 4761 definierten Prozesses durchgeführt und dokumentiert. Für die Dokumentation der Analyse wurde ein Template erstellt, in welches die untersuchten Risiken eingetragen wurden. Tabelle A.1 zeigt die im Template erfassten Punkte und die entsprechende Erklärung. An mehreren Stellen wurde von der Vorgehensweise der ARP 4761 abgewichen oder diese ergänzt. So wurde unter anderem jedem Risiko und den daraus folgenden Effekten nicht nur eine Kategorisierung, sondern zusätzlich eine Auftretsrates in $\frac{1}{h}$ zugeordnet. Dadurch konnte mit Tabelle 5.1 abgeschätzt werden, ob ein Risiko akzeptabel ist oder ob Mitigationsmaßnahmen notwendig sind. Es wurde angenommen, dass die Auftretswahrscheinlichkeit eines Risikos, allerdings nicht die Auswirkungen, vermindert werden kann.

So kann z.B. durch die Verwendung von vertauschsicheren Steckern die Wahrscheinlichkeit des Vertauschens mehrerer Stecker gesenkt werden. Sollte es allerdings dennoch zu einer falschen Konnektierung z.B. durch gewaltsames Stecken kommen, so wären die Auswirkungen trotz Mitigationsmaßnahme die Gleichen. Die Risiken wurden für einzelne Subsysteme bzw. Baugruppen des LDA-Systems getrennt untersucht. Diese und ihre Funktion sind in Tabelle 5.2 aufgeführt. Hierunter findet sich auch die Baugruppe System, unter welcher Risiken erfasst wurden, welche nicht auf eine spezifische Baugruppe oder Bauteil wirken, sondern auf das Messprinzip oder das Systemdesign.

Um die Ergebnisse der PRA vergleichen zu können, wurden den verschiedenen Klassifizierungen und Eintrittswahrscheinlichkeiten Zahlenwerte zwischen 1 und 5 zugeordnet. Der Kategorie Catastrophic bzw. der Eintrittswahrscheinlichkeit Frequent wurde der Wert 5 zugeordnet. Die weitere Zuordnung erfolgte absteigend. Das Produkt aus den Zahlenwerten wurde als Risikowert bezeichnet. Dieser kann vor und nach den Mitigationsmaßnahmen berechnet und damit der Erfolg der Maßnahme abgeschätzt werden.

Baugruppe/Bauteil	Funktion
ATR	Beinhaltet einen Großteil der Komponenten und stellt eine geschützte Umgebung für diese her. Dient der Integration des Systems in die Avionicsbay .
LWL	Übertragen das Laserlicht zwischen dem ATR und Transceiver .
Platinen	Bilden sämtliche elektrische Funktionen des Systems ab. Darunter fallen z.B. Controller-PCB oder der FPGA.
System	Ist keine Baugruppe an sich, hier werden Risiken erfasst, welche nicht spezifisch auf eine Baugruppe sondern auf das Messprinzip oder das Systemdesign wirken.
Transceiver	Bildet das Laserlicht auf das Messvolumen ab.

Tabelle 5.2: In der PRA verwendete Baugruppen und Bauteile und deren Funktion.

5.3.3 Durchführung der PRA

Die Durchführung der PRA für das LDA-System erfolgt in drei Schritten: dem Vorarbeiten und Sammeln möglicher Risiken, einer PRA-Session mit System- und Validierungsexperten und der anschließenden Auswertung. Die Vorbereitungen für die Durchführung der PRA-Session des LDA-Systems begannen mit der Recherche von bekannten Risiken, welche auf die verschiedenen Baugruppen und Subsysteme eines LDA-Systems wirken können. Diese wurden in das in 5.3.2 eingeführte Template übertragen. Die ARP 4761 lieferte dazu schon einige Beispiele wie z.B. das Risiko eines Vogelschlages. Nachdem die in der ARP 4761 vorgeschlagenen Standardrisiken erfasst waren, begannen tiefergreifendere Nachforschungen nach möglichen Risiken. Dazu wurden Berichte und Dokumente des Vorgängerprojekts ausgewertet, um Schwachstellen im Systemdesign oder den einzelnen Komponenten zu finden. In Datenblättern konnten Informationen zu den zulässigen Umweltparametern einzelner Komponenten erfasst und daraus Risiken abgeleitet werden. Den Abschluss bildeten Gespräche mit den Entwicklern des Systems, in denen bereits gefundene Risiken diskutiert wurden. Aus diesen Gesprächen konnten weitere Risiken abgeleitet und in das Template aufgenommen werden. Beim Erfassen der Risiken wurde bereits vermerkt, welche Baugruppe betroffen ist und welcher Failure Mode ausgelöst wird.

Im Anschluss wurden die Auswirkungen der Failure-Mode auf das LDA-System und das Luftfahrzeug abgeschätzt. Sollte beispielhaft das gesamte System ausfallen, so müssten die anderen

Systeme des ADIRS genutzt werden. Dadurch würde es bei der Besatzung zu einer leichten Steigerung der Arbeitsbelastung kommen und es könnten unter Umständen nicht alle Funktionen des Luftfahrzeuges genutzt werden. Aus diesem Grund wurde dieser Effekt, entsprechend Tabelle 5.1, mit der Kategorie Minor bewertet. Das System könnte auch mit dem gleichzeitigen Bestehen einer Brandgefahr ausfallen. Da dies auch andere Systeme betreffen und zu extremer Arbeitsbelastung der Besatzung führen könnte, wurde dieser Effekt mit der Kategorie Hazardous bewertet. Durch äußere Risiken könnte das LDA-System auch einen falschen Flugvektor zur Verfügung stellen. Hier müsste die Besatzung ein fehlerhaftes System identifizieren und passivieren. Dies führt zu einer signifikanten Steigerung der Arbeitsbelastung, weshalb dieser Fall mit der Kategorie Major bewertet wurde.

Im Anschluss daran wurde die Auftrittswahrscheinlichkeit eines Risikos abgeschätzt. Dies erfolgte auf Basis von Gesprächen mit Systemexperten und deren Erfahrungen im Vorgängermodell. Ebenso konnten Veröffentlichungen wie [31] als Grundlage genutzt werden. Um die Auftrittswahrscheinlichkeit zu senken wurden Mitigationsmaßnahmen erarbeitet und entsprechend im Template vermerkt. Mögliche Mitigationsmaßnahmen könnten z.B. die Erstellung präziser Wartungsanweisungen oder Durchführung bestimmter Nachweise sein. Nach Erarbeitung der Mitigationsmaßnahmen wurde erneut die Auftrittswahrscheinlichkeit des Risikos bewertet und entsprechend in das Template eingetragen.

Die so erstellte Dokumentation möglicher Risiken wurde allen Beteiligten der geplanten PRA-Session zur Verfügung gestellt und um Durchsicht und Rückmeldung gebeten. Die erfolgten Rückmeldungen flossen in eine Überarbeitung der Dokumentation ein. Die überarbeitete Dokumentation wurde erneut allen Beteiligten zur Verfügung gestellt, um für die PRA-Session einen identischen Wissensstand gewährleisten zu können.

Die PRA-Session wurde am 25.05.2023 unter der Beteiligung zweier Systemexperten, eines Verifikationsexperten und eines Moderators durchgeführt. Zu Beginn wurden der Ablauf und das Ziel der Session besprochen und die Rollenverteilung definiert. Ebenso wurde alle Beteiligten nochmals das LDA-System und die für die PRA getroffenen Annahmen vorgestellt. Anschließend wurden die einzelnen Risiken im Team besprochen. Dabei wurden die Effekte auf das Luftfahrzeug und deren Kategorisierung, die Auftrittswahrscheinlichkeit, die Mitigationsmaßnahmen und deren Wirksamkeit sowie die Auftrittswahrscheinlichkeit eines Risikos trotz Mitigationsmaßnahmen diskutiert. Für den Fall, dass es zu Unstimmigkeiten zwischen den Teilnehmenden bezüglich der Bewertung oder Auftrittswahrscheinlichkeit eines Risikos kam, so wurde das Mittelmaß gebildet. Im Laufe der Session konnten weitere Risiken, welche zuvor noch nicht bekannt waren, identifiziert, kategorisiert und Mitigationsmaßnahmen abgeleitet werden. Diese wurden ebenfalls in die bestehende Dokumentation eingefügt. Im Anschluss an die Session wurden die Ergebnisse aufgearbeitet und den Teilnehmenden zur Verfügung gestellt.

5.3.4 Bewertung der Analyse

Insgesamt konnten für das LDA-System 76 mögliche äußere Risiken identifiziert werden. Allerdings konnten drei Risiken und deren Auswirkungen nicht kategorisiert werden. Die Ursache lag hier darin, dass die Auswirkungen noch nicht abgeschätzt werden können und nähere, detailliertere Analysen benötigen werden. Den größten Anteil bildeten Risiken, deren Schwere mit Major und Hazardous bewertet wurden. Eine genaue Aufteilung der Kategorien und entsprechend identifizierte Risiken finden sich in Tab. 5.3.

Der Mehrheit der Risiken wurden ohne Mitigationsmaßnahmen eine Auftrittswahrscheinlichkeit von frequent und probable zugeordnet. Nach den Mitigationsmaßnahmen wurde die Mehrheit der Auftrittswahrscheinlichkeiten als extremely remote oder extremely improbable eingeschätzt. Insgesamt konnte für 67 Risiken eine Auftrittswahrscheinlichkeit vor Mitigationsmaßnahmen und für 63 nach Mitigationsmaßnahmen abgeschätzt werden. Auch hier werden weiterführenden Untersuchungen benötigt, um die Auftrittswahrscheinlichkeit einzelner Risiken und den Erfolg

von Mitigationsmaßnahmen abschätzen zu können. Eine Übersicht über die Auftrittswahrscheinlichkeiten vor und nach Mitigationsmaßnahmen befindet sich in Tabelle 5.4.

Die Auftrittswahrscheinlichkeit der meisten Risiken lassen sich durch verhältnismäßig kleine Maßnahmen drastisch reduzieren. So kann z.B. das Risiko von stark reflektierenden Objekten im Fokus und dadurch das Übersättigen des Sensors verhindert werden, wenn der Fokuspunkt in einem Bereich platziert wird in dem keine reflektierenden Objekten zu erwarten sind. Bei langsamen Flugmanövern oder bei Turbulenzen kann es vorkommen, dass die LoS-Geschwindigkeit der Partikel negativ wird. Dies würde zu einem Dopplershift mit negativem Vorzeichen führen. Die homodyne Methode misst hierbei jedoch nur den Betrag des Dopplershifts und kann das Vorzeichen nicht direkt bestimmen. Durch die Verwendung eines heterodyn Systems wird zwar eine weitere Komponente zur Erzeugung des Frequenzoffsets im Referenzkanal notwendig, jedoch kann hier das Vorzeichen des Dopplershifts erfasst werden.

Die Gefahr der Zerstörung einzelner Komponenten durch äußere Einflüsse kann durch die Verwendung von genormten oder zertifizierten Bauteilen reduziert werden. Fehler in der Wartung oder Montage können durch Selbstdiagnostests und Testsysteme minimiert werden. So könnten mit lasergravierten Rotationskörpern in definierten Positionen Streuer erzeugt und so die richtige Lage und Vektorberechnung festgestellt werden. Wären die Positionen und Geschwindigkeiten in Wartungsanweisungen definiert, könnte das LDA-System Selbstdiagnosen durchführen. Das LDA-System könnte so z.B. auch feststellen welche Kanäle vertauscht an den Transceiver angeschlossen wurden.

Risiken für die noch keine Abschätzungen getroffen werden konnten, betrafen größtenteils das Messprinzip oder die Datenauswertung. Hier können in weiteren Messkampagnen tiefergreifendere Analysen und Tests durchgeführt werden. Manche Risiken, wie z.B. Vibrationen lassen sich nur schwer vermeiden. Hier muss ein Nachweis geführt werden, dass diese sich nicht oder nur gering auf das System auswirken. Eine weiterführende Betrachtung der aus der PRA abgeleiteten Mitigationsmaßnahmen finden sich in 6.2.

Insgesamt konnten eine Vielzahl an Risiken identifiziert und Mitigationsmaßnahmen erarbeitet werden. Dadurch konnte der Risikowert im Schnitt von 11,66 vor Mitigationsmaßnahmen auf 5,4 nach Mitigationsmaßnahmen gesenkt werden.

Die erarbeiteten Mitigationsmaßnahmen konnten anschließend in die weitere Auslegung des LDA-Systems einfließen. Ebenso konnten Fragestellungen aufgeworfen werden, welche weiterführende Untersuchungen benötigen und bisher nicht beachtet wurden. Durch die Ermittlung des Risikowertes konnte zudem der Erfolg der vorgeschlagenen Mitigationsmaßnahmen abgeschätzt werden. Die PRA kann daher als erfolgreich eingeschätzt werden.

Kategorie	Anzahl der Risiken
None	1
Minor	21
Major	27
Hazardous	22
Catastrophic	2
Ohne Klassifizierung	3
Summe	76

Tabelle 5.3: Anzahl der erfassten Risiken pro Kategorie

Eintrittswahrscheinlichkeit	Anzahl der Risiken vor Mitigationsmaßnahmen	Anzahl der Risiken nach Mitigationsmaßnahmen
Frequent	26	1
Probable	18	2
Remote	12	7
Extremely Remote	6	29
Extremely Improbable	5	25
Ohne Einschätzung	9	12

Tabelle 5.4: Anzahl der erfassten Risiken pro Auftrittswahrscheinlichkeit vor und nach Mitigationsmaßnahmen

5.4 Failure Mode and Effects Analysis (FMEA)

Die Grundlagen und Zielen einer FMEA wurde bereits in 2.2.2 eingeführt. Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte FMEA dient dazu mögliche Fehlermodi des LDA-Systems zu identifizieren und deren Auftreten zu quantifizieren. Dadurch sollen mögliche kritischen Subsysteme und Baugruppen identifiziert werden, um bei Bedarf nachsteuern zu können. Die FMEA kann aber auch genutzt werden, um später die Ergebnisse einer FTA verifizieren zu können [11, App. G.3.1].

5.4.1 Prozess der Analyse nach ARP 4761

Die Durchführung einer FMEA benötigt ein tiefgreifendes Verständnis für das zu analysierende System. Daher sieht die ARP 4761 die Einholung tiefgreifender Informationen über das zu analysierende System vor Beginn der Analyse vor. So sollen laut ARP 4761 vor Beginn der Analyse folgende Unterlagen und Dokumentationen vorliegen:

- die an die FMEA gestellten Anforderungen,
- die Spezifikation des zu untersuchenden Systems,
- aktuelle Zeichnungen und Schemata,
- Stücklisten des zu untersuchenden Systems,
- ein Funktionsblockdiagramm,
- Unterlagen aus denen die Betriebstheorie hervorgeht,
- eine Liste über die anzunehmenden Fehlerraten,
- vorhergehende FMEA und deren Ausfallmodi,
- sonstige Änderungen am System die noch nicht in den restlichen Dokumenten aufgenommen wurden.

Sollte die FMEA in einem frühen Entwicklungsstadium durchgeführt werden und noch nicht alle Informationen vorliegen, so müssen Annahmen getroffen werden. Diese sind für die Nachverfolgung und spätere Änderungen detailliert zu dokumentieren [11, App. G.3.1].

Anhand der in der Vorbereitung gewonnen Erkenntnisse kann anschließend die FMEA durchgeführt werden. Dazu wird jede Komponente einzeln betrachtet und deren Failure Modes identifiziert. Diese führen zu Failure Effects in den höheren Systemebenen. Dadurch können Fehler, die die gleichen Auswirkungen (Failure Effects) besitzen, später einfacher zusammengefasst werden. Dabei ist entscheidend, dass Failure Effects niedriger Ebene genau nur einem höheren Failure Effect zuordnet werden. Sollte dies nicht möglich sein, so muss der niedere Failure Effect in mehrere aufgeteilt werden. Für eine quantitative FMEA, in der konkrete Ausfallraten ermittelt für ein System ermittelt werden soll, kann auf Dokumentationen wie das MIL-HDBK 217 oder MIL-HDBK 338 zurückgegriffen werden [11, App. G.3.1]. Diese stellen Ausfallraten und Modi oder Berechnungsformeln für eine Vielzahl von Standardkomponenten zur Verfügung. Für eine funktionale FMEA wird das zu untersuchende System in einzelne Funktionsblöcke unterteilt, die zur Gesamtfunktion beitragen. Diese funktionalen Blöcke können anschließend auf ihre interne und externe Funktion hin untersucht werden. Dafür müssen für jeden Funktionsblock mögliche Fehlermodi identifiziert werden. Für Standardkomponenten stellt das MIL-HDBK 338 eine Übersicht über mögliche Ausfallmodi und deren Aufteilung zu Verfügung. Die Aufteilung beschreibt dabei in welchem Verhältnis Fehlermodi einer Komponente zueinander auftreten.

Anschließend kann untersucht werden, welcher Failure Effect durch einen Fehlermodi hervorgerufen wird. Im Anschluss kann jedem Funktionsblock eine Ausfallrate zugeordnet werden. Diese kann entweder auf vorherigen Erfahrungen und Analysen oder andere Quellen gestützt werden. Das MIL-HDBK 217 stellt Tabellen und Formeln zur Verfügung, um Ausfallraten einzelner

Standardkomponenten abschätzen zu können [11, App. G.3.1]. Werden nun die Ausfallraten der Komponente mit der Verteilung der Fehlermodi multipliziert, so kann für jeden Fehlermodi die Auftrittsrates bestimmt werden.

Zusätzlich sollte dokumentiert werden, auf welcher Grundlage die Ausfallraten der Komponenten und Aufteilung der Failure Modi basieren.

Die ARP 4761 empfiehlt, dass die Dokumentation einer FMEA folgendes enthalten soll:

- Dokumentennummer, um in anderen Analysen und Berichten darauf verweisen zu können,
- eine Einleitung mit dem Zweck und Ziel der FMEA,
- eine Systemübersicht und Blockdiagramm,
- Beschreibung des Analyseansatzes,
- die Aufzählung der Ergebnisse, die ARP 4761 stellt hierfür eine Vorlage zur Verfügung,
- Identifikationsnummern o.Ä. der analysierten Hardware ,
- in den Anhängen sollen Zeichnungen, Schaltpläne, der Ursprung der angenommenen Aufteilung der Fehlermodi und Ausfallraten dokumentiert werden [11, App. G.4.1].

Die Ergebnisse der FMEA können in einer FMES zusammengefasst werden. Dazu werden die Auftrittsrates einzelner Fehlermodi, welche den gleichen Failure Effect hervorrufen, zusammengefasst [11, App. H.3.3].

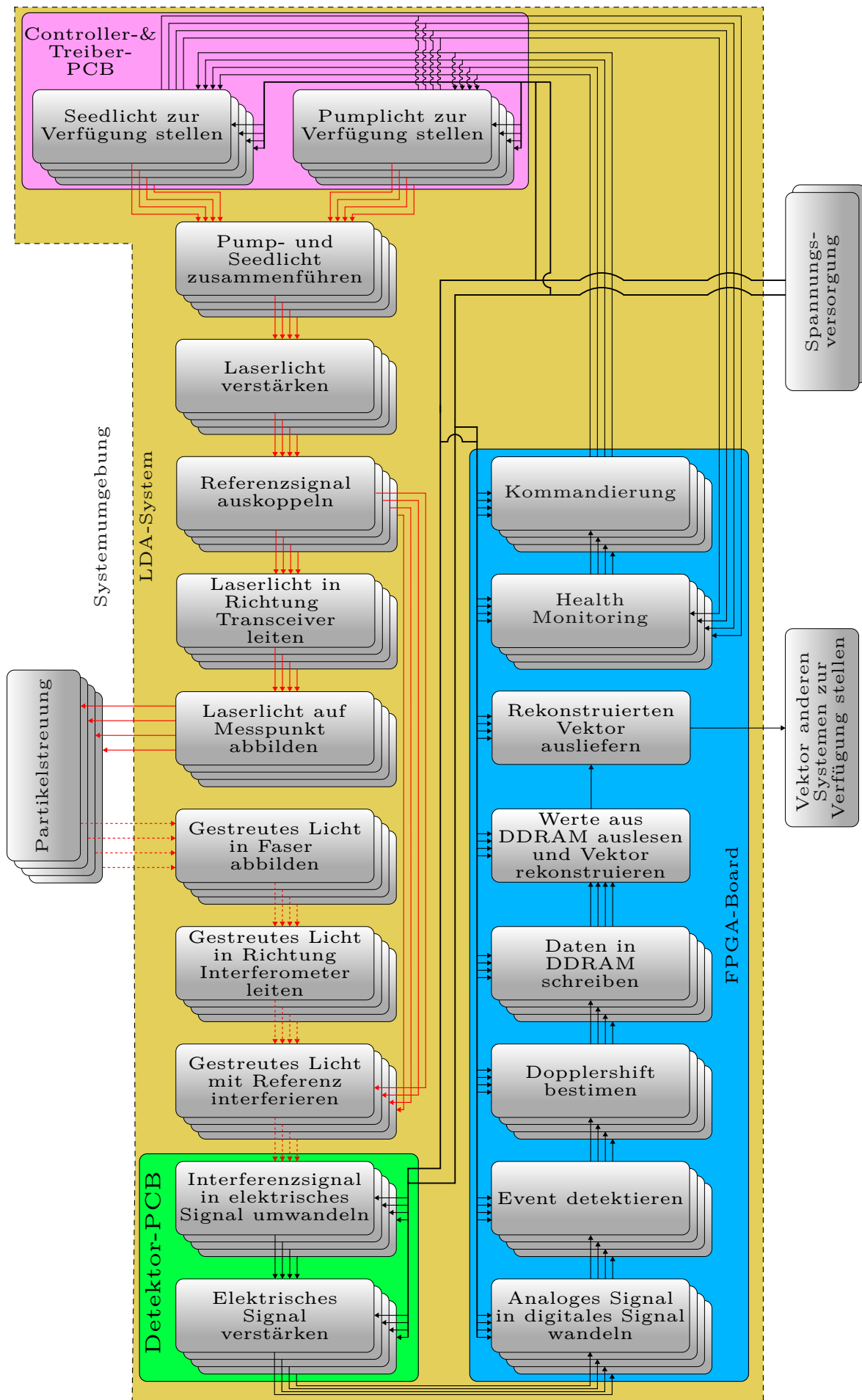
5.4.2 Spezifika für die durchgeführte FMEA

Die Basis für die Durchführung der FMEA bildeten der in 4.1 dargestellte Systemaufbau mit den in Abb. 5.2 dargestellten Funktionen. Für die Dokumentation der FMEA wurde ein ARP 4761 kompatibles Template erstellt. Dieses unterscheidet sich in manchen Punkten von dem durch die ARP 4761 vorgeschlagenen Template. So wurden keine Detektionsmethode oder Flugphase erfasst. Hingegen wurden zusätzliche Spalten für die Kategorisierung einzelner Failure Effects nach Tabelle 5.1 und die Failure Effects auf höhere Systemfunktionen bis auf Luftfahrzeugebene hinzugefügt. Eine Anpassungen und Modifizierung des Templates sieht App. G.3.2.1 der ARP 4761 explizit vor. Eine Übersicht über die in das Template aufgenommenen Punkte und deren Inhalt findet sich in Tabelle A.2.

Für die FMEA wurden Systemgrenzen definiert, um zu definieren, welche Komponenten und Funktionen durch die FMEA berücksichtigt werden. So wurde für die FMEA die VPX-Backplane nicht betrachtet. Diese basiert auf einem etablierten Standard, für welchen eine bereits durchgeführte FMEA angenommen wurde. In Abb. 4.1 könnte hier die Systemgrenze zwischen den einzelnen Kanälen, dem FPGA, dem Switch und der VPX-Backplane gezogen werden. Die zweite Systemgrenze wurde am Transceiver gezogen, so wurde die in Abb. 5.2 dargestellte Systemfunktion Partikelstreuung nicht erfasst. Die Partikelstreuung ist ein äußerer Effekt, welcher in der PRA bereits näher analysiert wurde. Da zum Stand dieser Arbeit noch unklar war, mit welcher Methode und Art der Flugwindvektor an mögliche höhere Systeme übergeben wird, wurde dies nicht näher analysiert. Es ist anzunehmen, dass dies über einen zertifizierten und zugelassen Bus erfolgen wird. Somit wären hier Analysen für die Busschnittstellen des LDA-Systems notwendig. Es wurde ebenso angenommen, dass für das ATR eine separate FMEA durchgeführt wird, welche den Austritt oder Verlust des Edelgases behandelt.

5.4.3 Durchführung der Failure Mode and Effects Analysis

Für die Vorbereitung der FMEA wurden unter Hinzuziehung von Systemexperten eine Dokumentation des aktuellen Entwicklungsstandes und der Designauslegungen erstellt. Diese ergab die in Kapitel 4 eingeführte Beschreibung des LDA-Systemaufbaues mit entsprechenden Abbildungen. Zusätzlich wurde ein Funktionsblockschaltbild, Abb. 5.2, erstellt. Dieses stellt die grundlegenden



42 Abbildung 5.2: Funktionsblockschaltbild über die erforderlichen Systemfunktionen

Systemfunktionen dar, welche zum Betrieb des LDA-Systems benötigt werden.

Im Anschluss an die Beschaffung und Erstellung dieser Dokumente und Pläne wurde mit der Erstellung des Templates für die Dokumentation der FMEA begonnen. Diese wurde in Absprache mit den an der FMEA Beteiligten erstellt.

Nachdem die Systemfunktionen und Komponenten bekannt waren, konnten deren bekannten Fehlermodi und Verteilung recherchiert werden. Wie oben eingeführt bieten MIL-HDBK 217 und MIL-HDBK 238 eine Grundlage für die Abschätzung von Ausfallrate und Modi einiger Standardbauteile. Für optische Baugruppen und Komponenten konnten keine zuverlässigen Werte eruiert werden. Daher wurden, wenn möglich, Analogien getroffen. Da die Technik der Splices z.B. auf Schweißverfahren aufbaut, wurde für die Abschätzung deren Ausfallraten und Modi die von Schweißverfahren angewandt. Einzelne optische Baugruppen wurden als eine Kombination aus Splices und LWL betrachtet und entsprechend berechnet. Wenn möglich wurde auch auf vorhandene Datenblätter und Herstellerinformationen zurückgegriffen. Größere Baugruppen und Subsysteme wie FPGA-Board, Controller-PCB, Treiber- & Detektor-PCB und Switch mussten bzgl. der Ausfallraten gesondert betrachtet werden. Hierfür eignete sich die Parts Count Analyse gemäß MIL-HDBK 217. Durch diese lässt sich die Ausfallrate eines (Sub-)Systems anhand der Anzahl der unterschiedlichen Bauteile und deren Ausfallrate grob abschätzen. Mit Hilfe der zum Stand dieser Arbeit verfügbaren Informationen wurde für jedes der Subsysteme eine eigene Parts Count Analyse durchgeführt.

Die gewonnenen Informationen wurden in das Template eingetragen und wenn möglich Mitigationsmaßnahmen erarbeitet. Das ausgefüllte Template und die entsprechenden Dokumente wurden den Beteiligten der geplanten FMEA-Session zur Verfügung gestellt und um Feedback zu den angenommenen Fehlermodi und Verteilungen gebeten. Dieses Feedback wurde in das Template übernommen und das überarbeitete Template erneut allen zur Verfügung gestellt.

So konnte am 11.08.2023 eine FMEA-Session für das LDA-System durchgeführt werden, bei der alle Beteiligten über den gleichen Informationsstand verfügten. Die Session wurde dabei unter der Beteiligung zweier Systemexperten, eines Verifikationsexperten und eines Moderators durchgeführt. Allen Beteiligten wurde zu Beginn die getroffenen Annahmen und das System anhand der Dokumente erläutert. Ebenso wurden die Ziele und die Methode der Analyse vorgestellt. Anschließend wurde begonnen die einzelnen Bauteile und Systemfunktionen einzeln zu besprechen und mögliche weitere Fehlerfälle und Modi identifizieren zu können. Dazu wurden zusammengefasste Baugruppen wie z.B. die Laser weiter in die einzelnen Bauteile aufgebrochen, um weitere Fehlerfälle identifizieren zu können. Die Ergebnisse der Session wurden im vorbereiteten Template dokumentiert. Ebenso wurde dokumentiert, welche Änderungen an den Dokumenten die die Basis der Analyse darstellen getroffen werden mussten. So wurden im Anschluss an die Session der Aufbau der Laser in Abb. 4.1 detaillierter dargestellt. Im Anschluss an diese Session wurde das überarbeitete und ergänzte Template und die überarbeiteten Dokumenten allen Beteiligten zur Verfügung gestellt.

5.4.4 Failure Modes and Effects Summary (FMES)

Die Ergebnisse der FMEA konnten für die beiden Systemebenen Sensor und Luftfahrzeug gemäß ARP 4761 APP. H in verschiedenen Failure Effects und deren Auftrittswahrscheinlichkeit zusammengefasst werden. Es konnten fünf Failure Effects identifiziert werden, die durch das LDA-System auf das Luftfahrzeug wirken können. Diese und die Beschreibung der Auswirkungen auf das Luftfahrzeug sind in Tabelle 5.5 aufgeführt. In Tabelle 5.6 findet sich deren Kategorisierung und Auftrittswahrscheinlichkeit für ein Missionsdauer von einer Stunde. In Tabelle 5.7 werden die Failure Effects auf das LDA-System, die Auftrittswahrscheinlichkeit sowie der Anzahl an Fehlermodi, welche zum entsprechenden Failure Effect führen, aufgeführt.

Es konnten 147 Fehlermodi identifiziert werden, welche einen Failure Effect der Kategorie Minor auf das Luftfahrzeug bewirken. Die kumulierte Auftrittswahrscheinlichkeit beträgt $3,87 \cdot 10^{-4} \frac{1}{h}$.

Failure Effect	Beschreibung
Es kann kein Vektor zur Verfügung gestellt werden	Den übergeordneten Systemen kann kein Flugvektor zur Verfügung gestellt werden. Die das System ist passiv ausgefallen.
Es wird ein reduzierter Vektor zur Verfügung gestellt	Den übergeordneten Systemen kann ein Flugvektor, allerdings ohne die Angabe eines Fehlerbalkens, zur Verfügung gestellt werden.
Es wird ein falscher Vektor zur Verfügung gestellt	Den übergeordneten Systemen wird ein Flugvektor zur Verfügung gestellt, welcher nicht dem tatsächlichen entspricht. Das System ist schadhaft ausgefallen.
Es wird ein Vektor mit verringerter Genauigkeit zur Verfügung gestellt	Den übergeordneten Systemen kann ein Flugvektor, allerdings mit verringerter Genauigkeit, zur Verfügung gestellt werden.
Kein Effekt	Der Failure Effect wirkt sich nicht auf die Systemfunktion auf Luftfahrzeugebene aus.

Tabelle 5.5: Failure Effects des LDA-Systems auf Luftfahrzeugebene und deren Beschreibung

Diese liegt damit innerhalb der für einen Fehler der Kategorie Minor zulässigen Auftrittswahrscheinlichkeit mit $< 10^{-3} \frac{1}{h}$. Damit können diese Fehler und deren Auftrittswahrscheinlichkeit als akzeptabel angesehen werden. Failure Effects der Kategorie Major treten mit einer kumulierten Auftrittswahrscheinlichkeit von $3,385 \cdot 10^{-6} \frac{1}{h}$ und damit seltener als die geforderten $< 10^{-5} \frac{1}{h}$ auf.

Die aktuell ungenaue Datenlage zu den Ausfallraten und Arten der optischen Komponenten schmälert die Aussagekraft der Ergebnisse. Sobald neue oder genauere Daten vorliegen, können diese im Template ergänzt und so die Analyse verfeinert werden. Dennoch zeigt sich, dass das System auch schon auf der Grundlage grober Schätzungen und der getroffenen Annahmen als zuverlässig eingeschätzt werden kann. Ein großer Unsicherheitsfaktor stellt allerdings die noch nicht analysierte Auswertesoftware dar.

Failure Effect Luftfahrzeug	Kategorisierung	Auftritts- wahrscheinlichkeit für eine Mission mit 1h Dauer in $\frac{1}{h}$
Es kann kein Vektor zur Verfügung gestellt werden	MIN	$5,77 \cdot 10^{-5}$
Es wird ein reduzierter Vektor zur Verfügung gestellt	MIN	$2,72 \cdot 10^{-4}$
Es wird ein falscher Vektor zur Verfügung gestellt	MAJ	$3,85 \cdot 10^{-6}$
Es wird ein Vektor mit verringerter Genauigkeit zur Verfügung gestellt	MIN	$5,74 \cdot 10^{-5}$
Kein Effekt	NON	$3,32 \cdot 10^{-5}$

Tabelle 5.6: Failure Effects auf das Flugzeug mit deren Auftrittsrate und Kategorisierung

Failure Effect Sensor	Anzahl	Auftritts- wahrscheinlichkeit für eine Mission mit 1h Dauer in $\frac{1}{h}$
Sensor fällt aus	15	$5,77 \cdot 10^{-5}$
Kanal fällt aus	106	$2,72 \cdot 10^{-4}$
Sensor liefert falschen Vektor	5	$3,85 \cdot 10^{-6}$
Verringerung der Genauigkeit des Sensors	25	$5,68 \cdot 10^{-5}$
Hohe Ungenauigkeit	1	$5,18 \cdot 10^{-7}$
Kein Effekt	7	$3,32 \cdot 10^{-5}$

Tabelle 5.7: Failure Effects auf den Sensor mit deren Auftrittsrate und Kategorisierung

5.5 Common Cause Analysis (CCA)

Die CCA untersucht die Unabhängigkeit von Risiken auf Systeme. Im Rahmen dieser Arbeit wurde bereits eine PRA durchgeführt und in dieser ebenfalls zonale Risiken wie Vogelschlag oder Steinschlag und deren Auswirkungen auf das LDA untersucht. Ebenfalls wurden die dadurch entstehenden Risiken auf andere Systeme betrachtet.

Die Common-Cause-Analyse identifiziert Risiken, welche sich nicht durch eine Vervielfachung der Sensorik verringern lassen. Dazu wurden die aus den vorhergehenden Analysen gewonnenen Ergebnisse näher auf Common Cause Failure untersucht. Diese wurden für zwei Anwendungsfälle des LDA-Systems betrachtet.

Im ersten Anwendungsfall wird von einem Systemaufbau wie in Abb. 5.1 ausgegangen und gemeinsame Risiken von Pitot-Static-Probes und LDA-System betrachtet.

Der zweite Anwendungsfall betrachtet den Einsatz von drei LDA-Systemen um sämtliche Pitot-Probes und AoA-Sensoren zu ersetzen.

5.5.1 Gemeinsame Risiken Laser-Doppler-Anemometer und Pitot-Static-System

Im Fokus der Analyse stehen Risiken, welche bei einem Auftreten gleichzeitig sowohl LDA-System und Pitot-Static-System negativ beeinflussen können. Durch eine ungeschickte Auswahl des Einbauortes kann es allerdings bei beiden Systemen zu verfälschten Ergebnissen aufgrund aerodynamischer Einflüsse kommen.

Näher betrachtet werden mussten Ressourcen und Funktionen, welche sowohl von LDA-System und Pitot-Static-System genutzt werden. Ebenso wurden externe Risiken, die auf beide Systeme wirken, berücksichtigt. Aus den Ergebnissen der vorangegangenen Analysen waren die für das LDA-System notwendigen Ressourcen und mögliche Risiken bekannt. Diese mussten nun mit denen eines herkömmlichen Pitot-Static-System verglichen werden.

Beide Systeme nutzen folgende gleiche oder ähnliche Ressourcen:

- Spannungsversorgung
- Kommunikationskanäle
- Anti-Icing-System

Werden diese Ressourcen durch beide Systeme genutzt, können Fehler in einer der Ressourcen beide Systeme beeinträchtigen. Dadurch wären die Systeme nicht mehr unabhängig und Redundanzen aufgehoben. Es müssen daher Maßnahmen getroffen werden, um die gemeinsamen Ressourcen zu trennen.

Aufgrund der PRA waren externe Risiken bekannt, welche auf das LDA-System wirken. Diese wurden mit denen für Pitot-Static-Systemen verglichen. Für beide Methoden konnten folgende externe Risiken, welche gleichzeitig auftreten können, identifiziert werden:

- Vogelschlag
- Unzureichende Wartung / Wartungsfehler
- Flug durch Vereisungsbedingungen
- Aufgewirbelte Fremdkörper
- Flug durch Aschepartikel
- Montagefehler
- Blitzschlag

Treten diese Risiken auf, können beide Systeme beeinträchtigt werden. Risiken wie unzureichende Wartung, Wartungs- und Montagefehler basieren auf menschlichem Versagen und könnten ggf. auch voneinander unabhängig sein. Da diese auch aus systematischen Fehler z.B. in Wartungs-

handbüchern resultieren können ist eine Unabhängigkeit nicht unbedingt gewährleistet.

5.5.2 Gemeinsame Fehler und Risiken mehrere Laser-Doppler-Anemometer

Durch die Analysen sind Fehler und Risiken bekannt, welche auf ein LDA-System wirken können. Sollten mehrere LDA-Systeme die herkömmlichen Pitot-Static-Probes und AoA-Sensoren ersetzen, so ist zu untersuchen, durch welche gemeinsame Ursachen mehrere LDA-Systeme gleichzeitig ausfallen könnten. Abb. 5.3 zeigt einen möglichen Aufbau eines ADIRS, bestehend aus drei LDA-Systemen. Dabei können übergeordnete Risiken, welche auch bei einem Verbund eines LDA-Systems mit herkömmlichen Sensoren auftreten, analog übernommen werden.

Da aber die LDA-Systeme gleich aufgebaut sind und die gleiche Methode zur Bestimmung des Flugwindvektors nutzen, mussten zusätzlich die daraus resultierende Common Cause Failure identifiziert werden. Aus dem gleichen Aufbau können folgende Common-Cause-Fälle resultieren oder sind möglich:

- Unentdeckte Softwarefehler in FPGA, Switch und Controller-PCB
- Unentdeckte Hardwarefehler in FPGA, Switch und Controller-PCB
- Alterungseffekte in allen Bauteilen
- Noch nicht erforschte Fehlerfälle in den optischen Komponenten
- Designfehler in allen Bauteilen
- Fertigungsfehler in den faseroptischen Bauteilen
- Fertigungsfehler in den faseroptischen Bauteilen
- Fehler in der Messmethode, z.B. zu geringe Partikelrate
- Kalibrationsfehler
- Wartungs- und Handhabungsfehler
- Unentdeckte Fehler im Berechnungsalgorithmus
- Einstreuung fremder Signale in die LDA-Systeme

Diese Analyse kann noch verfeinert werden und Common-Cause-Fehler innerhalb eines LDA-Systems betrachtet werden. Für die Generierung eines Flugwindvektors sind mindestens drei der vier optischen Kanäle notwendig. Fällt einer der Kanäle aus, so kann kein Fehlerbalken mehr angegeben werden. Dennoch kann noch ein reduzierter Vektor erzeugt werden. Durch Common Mode Failure innerhalb eines LDA-Systems kann diese Redundanz aufgehoben werden.

So führen Fehler und Risiken, welche den Transceiver betreffen, zwangsläufig zu Fehlern in allen Kanälen. Wie oben schon aufgeführt bestehen in den optischen Komponenten noch unerforschte Risiken, welche alle Kanäle gleichermaßen betreffen. Die Wärmeabfuhr aus dem ATR kann ebenfalls Common Mode Failures erzeugen. Fällt diese aus, besteht für alle Laserdioden die Gefahr der Überhitzung.

Für die Spannungsversorgung der Komponenten sind zwei Netzteile an die VPX-Backplane angebunden. Sind diese baugleich, können auch hier systematische Fehler auftreten. Ebenso wird diese Redundanz aufgehoben, wenn beide Netzteile an das gleiche Bordnetz angebunden werden.

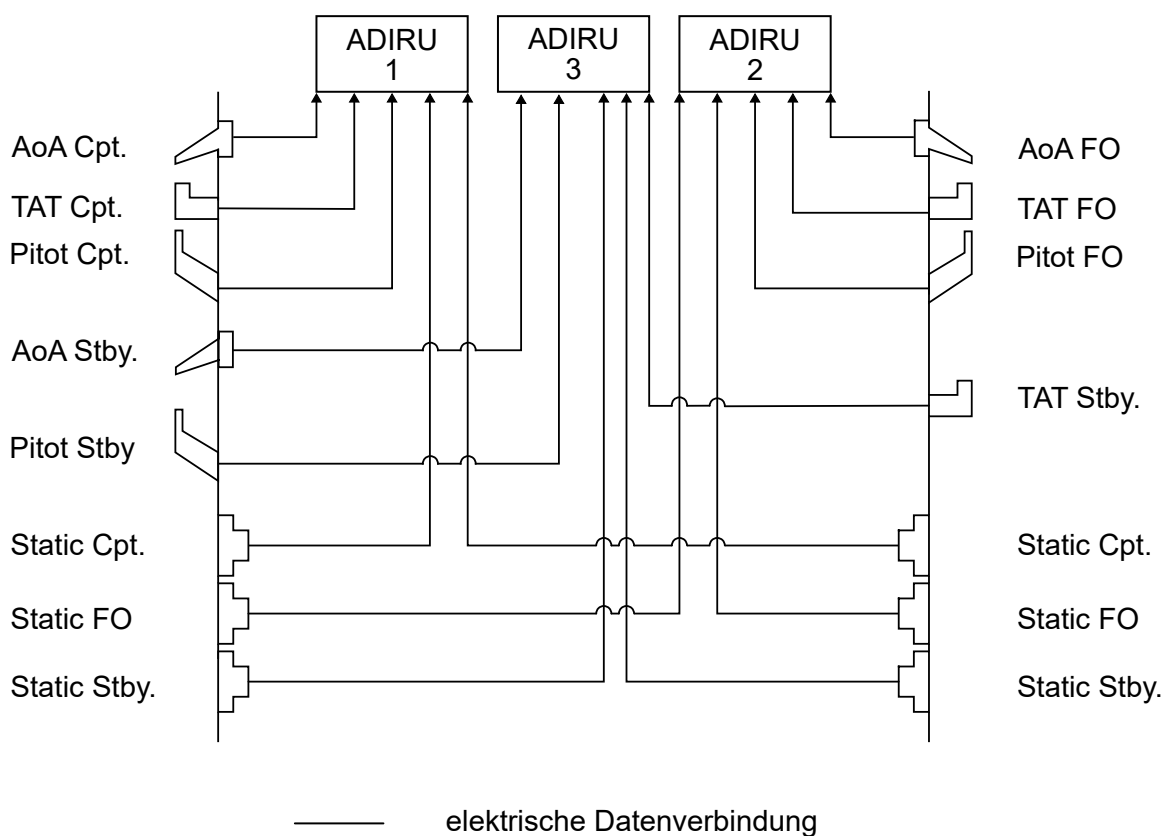


Abbildung 5.3: Der für die Common-Cause- Analyse angenommener Aufbau eines ADIRS, mit drei LDA-Systemen als Ersatz für die Pitotrohre und den AoA-Sensor. TAT bezeichnet die Sensoren für die Totaltemperatur. Die Spannungsversorgung der einzelnen Sensoren und Systeme ist nicht dargestellt.

6 Diskussion der Analyseergebnisse

Im Rahmen dieser Arbeit wurden mehrere Analysen durchgeführt, um die Zuverlässigkeit und mögliche Risiken eines LDA-Systems zu evaluieren. Dieses Kapitel diskutiert in einer Gesamtansicht der verschiedenen Analysen die Safety-Aspekte des LDA-Systems. Ebenso wird der mögliche Einsatz eines LDA-Systems als Ergänzung zu herkömmlichen Systemen diskutiert. Aus den Analysen konnten Mitigationsmaßnahmen abgeleitet werden, welche ebenfalls vorgestellt und diskutiert werden. Abschließend wird auf die lessons learned aus den Analysen eingegangen.

6.1 Diskussion und Evaluation der Analysen

Mittels der durchgeführten Analysen konnten eine Vielzahl an möglichen Fehlerfällen und Risiken für LDA-Systeme identifiziert und klassifiziert werden. Angenommen wurde für alle Analysen der Einsatz eines LDA-Systems als Backup für ein herkömmliches Pitot-Static-System und AoA-Sensor. Da die Analysen in einem frühen Stadium der Entwicklung durchgeführt wurden standen zu Teilen nicht alle Informationen zur Verfügung und es musste eine Vielzahl von Annahmen getroffen werden. Diese wurden sehr konservativ getroffen, was zum Teil zu großen Ausfallraten führte. Durch die konservativen Annahmen wird daher eher vom Worst-Case ausgegangen. Dies führt beim endgültigen System, bei dem dann genauere Daten bekannt sind, zu einem besseren Ergebnis.

Für einen Großteil der identifizierten Fehlerfälle und Risiken konnten Mitigationsmaßnahmen erarbeitet werden. Aufgrund der Neuartigkeit des Systems und einer noch fehlenden Datengrundlage konnte allerdings noch nicht für alle erarbeiteten Mitigationsmaßnahmen die Wirksamkeit abgeschätzt werden. Durch die PRA konnten Risiken identifiziert werden, welche vorher nicht bekannt waren. So konnte z.B. identifiziert werden, dass es bei der Verwendung eines bestimmten Betriebsmodi des LDA-Systems bei einer zu niedrigen TAS zu nicht eindeutigen Ergebnissen kommen kann.

Die FMEA zeigte, dass mit keinen Fehlerfällen zu rechnen ist, deren Auftretenswahrscheinlichkeit in einem nicht tolerierbaren Bereich liegt. Diese Ergebnisse basieren zu großen Teilen jedoch auf groben Annahmen, da zuverlässige Angaben nicht zur Verfügung standen. Für sehr komplexe Bauteile wie das FPGA und den Switch musste auf die konservativere Parts Count Analysis zurückgegriffen werden, welche sehr überschlägig und ungenau ist. Durch die Wahl dieser konservativen Methode ist davon auszugehen, dass die tatsächlichen Ausfallraten geringer sind. Daher benötigten das FPGA, der Switch sowie die verschiedenen PCB eine tieferegehende Analyse zu deren Ausfallverhalten. Ebenso stellen die LWL-Stecker mechanisch sehr komplexe Bauteile dar. Diese wurden in der Analyse stark vereinfacht und benötigen eine detailliertere Analyse zu den mechanischen Versagensfällen. Ebenso wurde die verwendete Software nicht näher betrachtet. Auch hier besteht noch ein nicht abschätzbares Risiko. So könnten durch eine fehlerhafte Software fehlerhafte Flugvektoren ausgegeben oder berechnet werden.

Der größte Beitrag zur Ausfallwahrscheinlichkeit kommt vom Ausfall eines Kanals, was dazu führt, dass nur ein reduzierter Flugwindvektor zur Verfügung gestellt werden. Hier können die tatsächlichen Auswirkungen auf die Besatzung und das Luftfahrzeug noch diskutiert werden. Mit Wegfall des Fehlerbalkens kommt es zweifelsfrei zu einer Reduktion der Systemfähigkeiten des LDA-Systems. Allerdings stellt der reduzierte Flugwindvektor immer noch die Informationen von state-of-the-art-Sensoren zur Verfügung.

Der mit der Kategorie MAJ am kritischsten eingestufte Fehlerfall ist der der Erzeugung eines falschen Flugwindvektors. Dieser Fehlerfall wird am ehesten durch Fehlerfälle und Risiken am Transceiver oder dem FPGA und dessen Programmierung hervorgerufen. Die Analyse zeigte eine Auftretenswahrscheinlichkeit von $3,85 \cdot 10^{-6} \frac{1}{h}$ und ist damit noch im zulässigen Bereich.

Herkömmliche Pitot-Sonden besitzen eine aus der Mean Time Between Failures (MTBF) abgeleitete Auftrittswahrscheinlichkeit für einen Totalausfall von $7,69 \cdot 10^{-5} \frac{1}{h}$ [32]. Es wird dabei allerdings lediglich die Sonde, nicht die angebotenen Rechnersysteme berücksichtigt. Der Totalausfall lässt sich am ehesten mit dem Fehlerfall „Es kann kein Vektor zur Verfügung gestellt werden“ vergleichen. Dieser tritt den aktuellen Analysen nach mit einer Auftrittswahrscheinlichkeit von $5,77 \cdot 10^{-5} \frac{1}{h}$ auf. Durch Unsicherheiten kann angenommen werden, dass das LDA-System ungefähr die gleiche Ausfallrate wie eine herkömmliche Pitot-Sonde besitzt. Vom Standpunkt der Ausfallsicherheit für das Gesamtsystem kann also kein Vorteil des LDA-Systems gegenüber state-of-the-art Pitot-Sonden ausgemacht werden.

Das Messprinzip des LDA-Systems birgt ebenfalls Risiken, welche noch nicht erforscht sind und näherer Untersuchung benötigen. Beispielhaft seien hier das Verhalten und die Zuverlässigkeit des Systems beim Flug durch Schneefall genannt. Hier ist noch abschließend geklärt, wie sich Schneeflocken, welche ebenfalls als Streuobjekt genutzt werden können, in der Strömung verhalten. Es besteht die Gefahr, dass diese aufgrund ihrer Masse nicht der Strömung folgen und so eine Differenz zwischen Partikel- und Strömungsgeschwindigkeit entsteht. Dies würde zu einer falsch gemessenen Geschwindigkeit führen. Ebenso ist noch nicht vollständig erfasst, ob in allen Höhenbereichen eine ausreichende Partikeldichte vorhanden ist. Diese ist entscheidend dafür, mit welcher Aktualität und Genauigkeit die Daten dem weiteren System zur Verfügung gestellt werden. Hier sind die Vorgaben an die Messbandbreite von nachfolgenden Systemen wie der Flugregelung entscheidend.

Ein weiteres Risiko besteht in der Komplexität und Neuartigkeit des Systems. Hier kann es zu Design- und Auslegungsfehlern kommen. Im Gegensatz zu herkömmlichen Pitot-Static-Proben und AoA-Sensoren sind LDA-Systeme sehr komplex. Entscheidender Vorteil eines LDA-Systems gegenüber diesen Sensoren ist die Möglichkeit, bestimmte Fehlerfälle detektieren zu können. So wird das Vereisen des Fensters, durch Ausbleiben eines Streusignals, erkannt. Ein weiterer Vorteil ist die Möglichkeit der Berechnung des physikalisch motivierten Messfehlers.

Die Analysen zeigten diverse Punkte auf, deren Kritikalität oder Auswirkungen auf das System noch nicht abgeschätzt werden konnten. Diese benötigen weitere Untersuchungen und Tests. Auf Grundlage der durchgeführten Analysen kann von einer hohen Zuverlässigkeit des LDA-Systems, ähnlich herkömmlicher Pitot-Static-Systeme, ausgegangen werden. Jedoch sind genauere Analysen der Komponenten für eine abschließende Aussage und Zulassung von Nöten.

Die Analysen zusammenfassend lässt sich feststellen, dass keine unmittelbaren Hindernisse für die Methode und die Anwendung des LDA-Systems als Fluggeschwindigkeitssensor gefunden werden konnten. Ebenfalls ließen sich keine Vorgaben in der CS-25 finden, welche den Einsatz eines LDA-Systems als Fluggeschwindigkeitssensor unmittelbar ausschließen. Aufgrund des unterschiedlichen Messprinzips und der Möglichkeit den Messfehler berechnen zu können, könnte die Kombination von herkömmlichen Sensoren mit einem LDA-System einen Sicherheitszugewinn erzeugen. Dadurch könnten Common-Cause-Failure, welche auf der Messmethode basieren, verhindert werden. Der Besatzung stünden so zwei verschiedene Methoden zur Bestimmung der Fluggeschwindigkeit zur Verfügung. Ebenso könnte durch den verfügbaren Messfehler eine Plausibilitätsprüfung der restlichen Sensoren vorgenommen werden.

Als mögliches Risiko kann die unklare Partikelverteilung in der Atmosphäre und damit mögliche Reduktion der Messrate festgestellt werden. Im Bereich der kritischsten Phasen eines Fluges (Start und Landung) ist durch die Bodennähe allerdings von einer ausstreichend großen Partikeldichte auszugehen. Dies spräche gerade in dieser Flugphase, zusammen mit der Möglichkeit der Berechnung einer Messunsicherheit, für den Einsatz eines LDA-Systems als primären Geschwindigkeitssensor.

Hier muss allerdings beachtet werden, dass derzeit die Daten der Geschwindigkeitssensoren nicht gevalidiert oder überwacht werden sondern direkt den Piloten zur Verfügung gestellt werden. Sollten es zu Abweichungen zwischen den verschiedenen Sensoren kommen, würde dies weiterhin zu einer Mehrarbeit und eventuellen Fehlern der Besatzung führen. Eine Lösung wäre hier die

Werte der drei Sensoren zu voten. Die berechnete Messunsicherheit des LDA-Systems könnte in gewissen Grenzen als Plausibilitätsüberprüfung herangezogen werden.

6.2 Aus der PRA abgeleiteten Maßnahmen

Die PRA hat äußere Risiken auf das LDA-System untersucht und entsprechende Mitigationsmaßnahmen erarbeitet. Diese zielen darauf ab die Auftrittswahrscheinlichkeit dieser Risiken zu reduzieren. Ein großes Risiko besteht durch diverse Umwelteinflüsse wie Feuchtigkeit, Vibration und Schockbelastung, welche auf die optischen und elektrischen Komponenten des LDA-Systems wirken. Aus diesem Grund empfiehlt sich die Verwendung von zugelassenen und bereits zertifizierten ATR für die Unterbringung der elektrischen und optischen Komponenten. Untersuchungen wie [33] zeigen, dass Wartungsfehler ein nicht zu unterschätzendes Risiko besitzen. Die Analyse konnte verschiedenste Risiken bei der Fertigung, Installation und Wartung des LDA-Systems feststellen. Mögliche Mitigationsmaßnahmen wären hierfür die Verwendung von vertausch- und verdrehsicheren Steckern und Einbaupositionen. Ebenfalls sind detaillierte und klare Fertigungs-, Installations- und Wartungsvorgaben notwendig. Durch Endabnahmetests in der Fertigung und nach Installation könnten Fehler ebenfalls minimiert werden.

Risiken, welche aus der Messmethode resultieren, konnten nicht alle abschließend erörtert werden. Hier bedarf es weiterer Untersuchungen und Tests. So ist noch nicht geklärt, wie sich das direkte Ausrichten des Transceivers in die Sonne auf das System auswirkt. Es werden keine Beeinträchtigungen erwartet; der entsprechende Nachweis ist allerdings noch ausstehend. Im Rahmen der PRA ergaben sich diverse Risiken, welche den Installationsort des Transceivers betreffen. So konnten Bereiche an einem Luftfahrzeug definiert werden, in welchen Risiken für den Transceiver zu erwarten sind. Das am kritischsten eingestufte Risiko ist dabei durch Schwingungen der Struktur zu befürchten. Durch Schwingungen weicht das tatsächliche Koordinatensystem des Transceivers vom angenommenen ab. Dadurch kann es zur Berechnung von falschen Flugwindvektoren kommen. Weitere Gefahren bestehen durch die mechanische Beschädigung / Zerstörung des Transceivers. Abb. 6.1 zeigt die identifizierten Risikozonen an einem generischen Flugzeug.

Durch Verwendung der heterodynen Messmethode kann die Auftrittswahrscheinlichkeit von negativen LoS-Geschwindigkeiten, welche zu Problemen führen, vermindert werden. Mittels Gleichung 2.2 lässt sich die maximal zulässige negative LoS-Geschwindigkeit bestimmen, welche nicht zu einem Vorzeichenwechsel führt. Zum Stand dieser Arbeit wird mit einer Frequenzverschiebung von 80 MHz geplant. Bei dieser Frequenzverschiebung und einer Wellenlänge von 1550 nm würde eine negative LoS-Geschwindigkeit von $62 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ zu einem Nulldurchgang führen. Das Auftreten einer so hohen negativen LoS-Geschwindigkeit wurde als unwahrscheinlich angenommen.

Zum Stand dieser Arbeit wurde eine Einbauposition oberhalb des Wetterradars favorisiert, um die Laserstrahlen möglichst in die ungestörte Strömung vor dem Flugzeug richten zu können. Die Ausrichtung der Laserstrahlen des LDA-Systems wurde in einem 45° Winkel gewählt, um die Projektion der TAS auf die LoS-Geschwindigkeit zu optimieren. Dadurch können die Anforderungen an die Prozessierungshardware verringert werden. Die mögliche Einbauposition und Strahlrichtung ist in Abb. 6.1 ebenfalls dargestellt. Das dort herrschende Risiko eines Vogelschlages wurde als annehmbar eingestuft. Grundlage dafür war die Analogie, dass z.B. Gulfstream in ebenfalls diesem Bereich eine Wärmebildkamera für Präzisionsanflüge verbaut. Diese sind als Teil des Instrumentenlandesystem zugelassen und damit ebenfalls kritisch, wie das LDA-System [34].

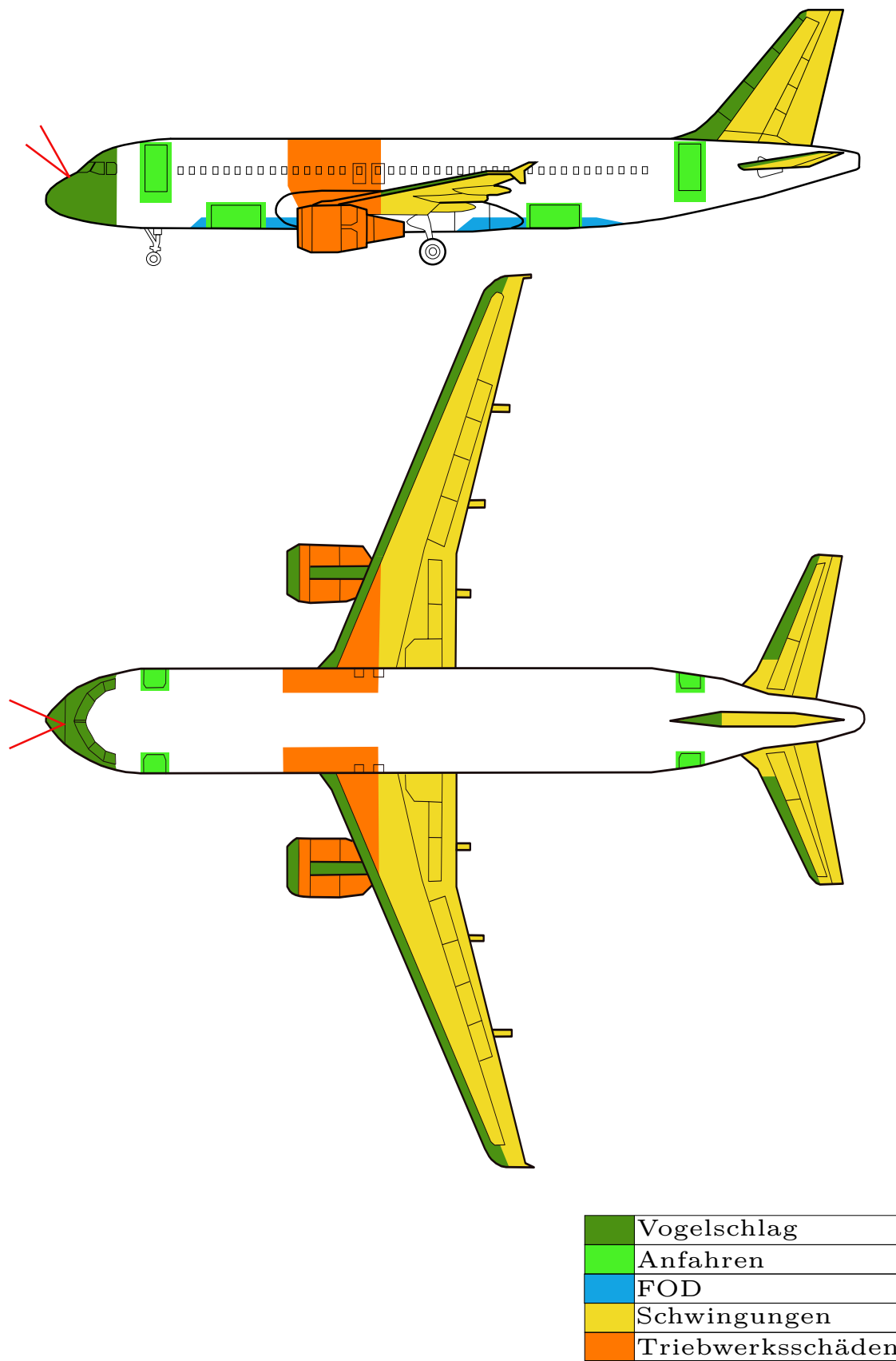


Abbildung 6.1: Aus der PRA abgeleitete Risikozonen für verschiedene Risiken. In rot eingezeichnet die mögliche Einbauposition und Strahlführung eines LDA-Systems.

6.3 Aus der FMEA abgeleitete Maßnahmen

Im Rahmen der FMEA konnte festgestellt werden, dass das LDA-System aus mehreren komplexen Systemen und Bauteilen besteht. Diese führen zur Notwendigkeit weiterer aufwändigerer Analysen, welche für eine feinere Gesamtanalyse benötigt werden. Für LWL und den Switch mussten ungenaue Annahmen getroffen werden. Mit der Verwendung von bereits zertifizierten Bauteilen könnte hier der Analyseteil reduziert werden. Die aufwendigste Analyse dürfte dabei bei dem aktuell verwendeten FPGA und der verwendeten Software nötig werden. Aufgrund der veränderbaren Programmierung könnte eine FMEA des FPGA sehr aufwendig werden. Ebenso wäre die Entwicklung des FPGA als komplexe Hardware gemäß DO 254 notwendig. Um dies zu vereinfachen, empfiehlt sich für einen späteren Einsatz die Verwendung eines Application-Specific Integrated Circuit (ASIC). Im Gegensatz zu einem FPGA werden hier die Algorithmen unveränderlich in der physikalischen Struktur des Prozessors abgebildet. Dies erleichtert die entsprechende Analyse, lässt aber keine nachträglichen Änderungen zu.

Sollten für die LWL-Stecker keine zertifizierten Stecker verfügbar sein, so benötigten auch diese tiefergehendere Analysen. Diese hatten sich in der Analyse als sehr komplexe mechanische Bauteile dargestellt.

Das bereits integrierte Health-Monitoring kann zusätzlich genutzt werden, um Alterungsanzeichen der Laserdioden zu erkennen und so einen plötzlichen Ausfall verhindern zu können. Derzeit wird nur der aktuelle Zustand der Laserdioden erfasst. Das Health-Monitoring könnte zudem genutzt werden, um den Zustand jedes Kanals zu überwachen und z.B., wenn dieser aufgrund von Fehlern in den PCB nicht mehr kommandiert werden kann, passivieren zu können.

6.4 Vorgeschlagene Änderungen aufgrund gefundener Common Cause Fälle

Die Common Cause Analyse konnte identifizieren, dass bei der Verwendung eines Verbundes aus herkömmlichen Sensoren und eines LDA-Systems, wie in den Analysen angenommen, Redundanzen aufgehoben werden können. Diese werden dann aufgehoben, wenn gemeinsame Ressourcen wie Spannungsversorgung, Kommunikation oder Anti-Icing-Systeme genutzt werden. Eine Möglichkeit, die Gefahr von Common Cause Fehlern zu senken, wäre jeder ADIRU und deren Sensoren die Spannungsversorgung über unabhängige Netze zur Verfügung zu stellen. Hier müsste nachgeprüft werden, ob diese tatsächlich unabhängig sind. Für die Kommunikationssysteme und das Anti-Icing-System gilt dies entsprechend. Bei allen drei Systemen könnte die bisherige Systemstruktur genutzt werden, da die CS-25 die Trennung der Systeme bereits vorschreibt.

Durch Umsetzung von [23, Kap. 1323j] kann die Gefahr, dass ein Vogel zu einem Common Cause Failure führt, vermindert werden. Für einen Vogelschwarm besteht die Gefahr weiterhin. Montagefehler oder unzureichende Wartung und Wartungsfehler in beiden Systemen können mit klaren Wartungsanweisungen und zum Teil durch technische Einrichtungen wie vertauschsichere Stecker minimiert werden. Hier empfiehlt es sich die Wartungs- und Installationsanweisungen von unabhängigen Teams entwickeln zu lassen. So können systematische Fehler reduziert werden. Innerhalb des LDA-Systems besteht Gefahr, dass durch den Ausfall der Kühlung die an sich unabhängigen Kanäle die Wärmeentwicklung nicht mehr ableiten können und daher ausfallen oder abgeschaltet werden müssen. Eine Möglichkeit zur Reduzierung dieser Gefahr wäre die Installation einer zusätzlichen Kühlmöglichkeit.

Störungen am Transceiver z.B. durch Verschmutzung der Optik führen ebenfalls zum Ausfall aller Kanäle. Eine Möglichkeit dies zu verhindern wären dezidierte Optiken für jeden der Kanäle. So wären beim Ausfall einer Optik noch drei Kanäle und damit ein reduzierter Vektor verfügbar. Dies würde allerdings ebenfalls zu weiteren Risiken führen, da dann z.B. unterschiedliche

Kabelführungen ausgelegt und untersucht werden müssen. Ebenso ist anzunehmen, dass das Gewicht des Gesamtsystems erheblich steigen würde. Die Verwendung eines Transceivers scheint angesichts der Risiken und dem zu erwartenden Mehrgewicht als akzeptabel.

Die Redundanz der Spannungsversorgung kann ebenfalls durch systematische Fehler in den Netzteilen und Bordnetzen aufgehoben werden. Hier empfiehlt sich die Verwendung von zwei Netzteilen unterschiedlicher Hersteller. Diese müssen durch unterschiedliche Bordnetze versorgt werden, welche über eine voneinander unabhängige Energieerzeugung verfügen.

6.5 Lessons learned

Die Präsentation der Funktionsweise und Vorstellung des LDA-Systems zu Beginn der PRA-Session stellte sich als hilfreich heraus. Die Einführung in das Template und die Zielsetzung und Methode der Analyse hätten detaillierter und klarer dargestellt werden können. Bei Besprechung der einzelnen Risiken wurde durch Beteiligte viel ausgeschweift und irrelevante Hintergrundinformationen diskutiert. Dies sorgte für Verwirrung und Springen zwischen den Risiken. Der vorherige Versand des ausgefüllten Templates hat sich als adäquat gezeigt. Dies sorgte für einen harmonisierten Informationsstand bei allen Beteiligten. Die Anzahl der Beteiligten an der PRA Session zeigte sich als angemessen und ausgewogen zwischen System- und Verifikationsexperten, weshalb diese Teamgröße auch für die FMEA beibehalten wurde. Im Vorfeld der FMEA wurde erkannt, dass die geringe Verfügbarkeit von Daten für optische Komponenten Schwierigkeiten verursachen könnte. Dies wirkte sich auch auf die quantitative Aussagefähigkeit der Analyse aus. Eine bessere Datenlage vor der nächsten Analyse könnte deren Ergebnis zuverlässiger werden lassen. Auch hier erwies sich der vorherige Versand des ausgefüllten Templates als vorteilhaft, da sie vervollständigt und ergänzt werden konnten. Dies ermöglichte beispielsweise das Hinzufügen von Stücklisten und Änderungshistorien. Die im Vergleich zur PRA-Session detaillierte Einführung in das Template und die Ziele der FMEA zeigte sich als hilfreich. Dadurch konnten sich alle Beteiligten auf die wichtigen Punkte der Analyse fokussieren. Gleichzeitig wurde festgestellt, dass die Aufteilung der Baugruppen zu grob gestaltet war, weshalb einige Bauteile in kleinere Einheiten aufgeteilt werden mussten. Die aus den Fehlern der PRA-Session gezogenen Lehren halfen dabei, abschweifende Diskussionen zu vermeiden und führten zu einer zielgerichteteren Arbeitsweise. Während der Session wurde festgestellt, dass ein detaillierter Kommunikationsplan für das Systemverständnis hilfreich wäre. Dieser wurde im Anschluss an die Session erstellt und in den Unterlagen ergänzt. Die während der FMEA-Session verwendete Tischvorlage, bestehend aus Systemübersicht und Funktionsblockschaltbild, half um sich bei Unklarheiten austauschen zu können. Die Ergebnisse der FMEA führten zur FMES, in welcher eine Plausibilitätsüberprüfung durchgeführt wurde. Dadurch konnten vereinzelte Berechnungsfehler im erstellten Template festgestellt und korrigiert werden. Die ausgearbeiteten Schaubilder und Pläne sowie Ergebnisse der PRA und FMEA erwiesen sich als nützlich für die Common Cause Analyse. Die Ergebnisse einer FTA hätten die Identifikation von möglichen Common Cause Fällen jedoch erleichtert.

7 Zusammenfassung und Ausblick

Im Rahmen der Arbeit wurden diverse Analysen zur Safety-Betrachtung eines geplanten LDA-Systems durchgeführt. Diese untersuchten externe Risiken, welche auf das System wirken, die Ausfallmodi und Mechanismen der Systemkomponenten sowie die Unabhängigkeit einzelner Systemredundanzen. Ziel war es, die Eignung eines LDA-Systems als Fluggeschwindigkeitssensor zu analysieren und zu bewerten

Es konnte eine Vielzahl von Risiken und Fehlerfällen identifiziert und klassifiziert werden. Für einen Großteil wurden Mitigationsmaßnahmen erarbeitet und dokumentiert. Das unklare Verhalten des Systems auf bestimmte Risiken und deren Auswirkungen lassen Fragestellungen offen, welche in weiterführenden Untersuchungen näher betrachtet werden müssen. Die dünne Datenlage zu Ausfallmechanismen und -raten optischer Bauteile erschwerten die quantitative Aussage der Analysen und führten zu ungenauen Ergebnissen. Der frühe Planungsstand des LDA-Systems trägt ebenso zu Ungenauigkeiten bei.

Es konnten keine Vorgaben in der CS-25 gefunden werden, welche gegen den Einsatz eines LDA-Systems als Fluggeschwindigkeitssensor sprechen. Die durchgeführten Analysen konnten ebenfalls keine Fehlerfälle feststellen, deren Auftrittswahrscheinlichkeit über der für diese Fehlerfälle zulässigen Auftrittswahrscheinlichkeit liegt. Die durchgeführten Flugversuche im Vorgängerprojekt zeigten eine Genauigkeit des Systems in den zulässigen Fehlerschranken. Durch Optimierungen dürfte sich die Genauigkeit noch wesentlich verbessern lassen.

Ein mögliches Einsatzszenario wäre die Einbindung eines LDA-Systems als Backup-System in bestehende ADIRS. Der Vorteil gegenüber herkömmlichen Pitot-Probes ist die Bestimmung eines Fehlerbalkens sowie der möglichen Detektion von Fehlern durch Vereisung/Verschmutzung. Dadurch könnten bestimmte Common-Cause-Failures zwischen den Geschwindigkeitssensoren verhindert werden. Gerade in den kritischen Phasen eines Fluges in Bodennähe könnte dies einen Sicherheitszugewinn darstellen. In größeren Höhen könnten geringere Partikeldichten allerdings zu einem Rückgang der Messraten führen. Die Verteilung der Partikeldichte über die Höhe ist noch nicht abschließend erforscht und bedarf weiterer Analysen.

Die durchgeführten Analysen basieren auf zum Stand der Arbeit vorhanden Informationen und Daten zum untersuchten LDA-System. Mit Fortschreiten der Entwicklung des Systems sollten die Analysen erneut durchgeführt werden, um die Ergebnisse zu verifizieren oder zu verfeinern. Ebenso sind die noch unklaren Auswirkungen möglicher Risiken und die Wirksamkeit empfohlener Mitigationsmaßnahmen in Tests zu verifizieren. Ein weiterer Schritt zur Verfeinerung der Analysen wäre die Durchführung von Tests bezüglich der Ausfallraten und Modi der optischen Komponenten. Dies könnte entfallen, wenn Komponenten verwendet werden, für welche diese Tests und Analysen bereits durchgeführt wurden. Diese könnten dann in die Sicherheitsbetrachtung des LDA-Systems miteinbezogen werden.

Insgesamt zeigt sich, dass ein LDA-System als Backup-Sensorsystem in neue und bestehende Luftfahrzeuge integriert werden kann. Dies könnte zu einem Sicherheitszugewinn aufgrund der unterschiedlichen Messmethoden führen. In wenigen Fehlerfällen ist es möglich, dass ein LDA-System falsche Werte liefert. Der Ausfall eines Kanals und damit der Wegfall der Ausgabe einer Messunsicherheit ist dabei der dominierende Fehlerfall.

Literaturverzeichnis

- [1] „Final Report Air France flight AF 447 Rio de Janeiro - Paris,“ Bureau d’Enquêtes et d’Analyses pour la sécurité de l’aviation civile, Techn. Ber., 27. Juli 2012.
- [2] „FINAL REPORT Accident on 24 July 2014 near Gossi (Mali) to te McDonell Douglas DC-9-83 (MD-83) registred EC-LTV operated by Swiftair S.A.,“ Commision d’enquete sur les accidents et incidents d’aviation civile Republique du Mali, Techn. Ber., 22. Juni 2016.
- [3] „Untersuchungsbericht 5X002-0/98,“ Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung, Techn. Ber., 1. Jan. 1999.
- [4] e. a. B. Augere, „1.5 μm lidar anemometer for true air speed, angle of sideslip, and angle of attack measurements on-board Piaggio P180 aircraft,“ *Measurement Science and Technology*, 11. Apr. 2016. DOI: 10.1088/0957-0233/27/5/054002.
- [5] Robert M. Muñoz and Hans W. Mocker and Lyle Koehler, „Airborne Laser Doppler Velocimeter,“ *Appl. Opt.*, Jg. 13, S. 2890–2898, 1. Dez. 1974. DOI: 10.1364/AO.13.002890. Adresse: <https://opg.optica.org/ao/abstract.cfm?URI=ao-13-12-2890>.
- [6] H. Jentink, H. Kannemans und M. Verbeek, „In-Flight Evaluation of an Optical Standby Air Data System,“ Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium (NLR), Techn. Ber. NLR-TP-2010-436, 1. Jan. 2010. Adresse: <https://reports.nlr.nl/server/api/core/bitstreams/48a89535-1074-4b86-8955-c7eccca34fae/content>.
- [7] *Airborne test of a vector laser Doppler anemometer as true airspeed, angle of attack, and angle of sideslip sensor*, presented at ETTC 2023– European Test & Telemetry Conference, 2022.
- [8] „Situational Awareness (OGHFA BN).“ (), Adresse: <https://skybrary.aero/articles/situational-awareness-oghfa-bn> (besucht am 29.08.2023).
- [9] S. Knoll, „Untersuchung zur Detektion und Rekonstruktion von durch Vereisungen degradierten Sensorsignalen,“ Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. Institut für Flugsystemtechnik, 9. Jan. 2014.
- [10] „Report Accident on 27 November 2008 off the coast of Canet-Plage (66) to the Airbus A320-232 registered D-AXLA operated by XL Airways Germany,“ Bureau d’Enquêtes et d’Analyses pour la sécurité de l’aviation civile, Techn. Ber.
- [11] „ARP4761,“ The Engineering Society For Advancing Mobility Land Sea Air und Space, Techn. Ber., 1. Dez. 1996.
- [12] Z. Chen und J. P. Fielding, „A zonal safety analysis methodology for preliminary aircraft systems and structural design,“ *The Aeronautical Journal*, Jg. 122, Nr. 1255, 1330–1351, 2018. DOI: 10.1017/aer.2018.58.
- [13] H. Flühr, *Avionik und Flugsicherungstechnik, Einführung in Kommunikationstechnik, Navigation, Surveillance*, 3. Aufl. Springer Vieweg Berlin, Heidelberg, 4. Juni 2022, ISBN: 978-3-662-64823-0.
- [14] T. Jameson, „A True Airspeed Correction Methodology For Aircraft Fuel Consumption Calculations, ARL-TN-0419,“ U.S. Army Research Laboratory, 1. Jan. 2011. Adresse: <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA535891>.
- [15] *AAIB Bulletin 3/2022, AAIB-27362*, Air Accidents Investigation Branch, 10. März 2022. Adresse: https://assets.publishing.service.gov.uk/government/uploads/system/uploads/attachment_data/file/1055528/AAIB_Bulletin_3-2022.pdf (besucht am 27.08.2023).

- [16] E. Schröder, „Doppler-Effekt,“ in *Mathematik im Reich der Töne*. Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag, 1982, S. 101–107, ISBN: 978-3-663-10762-0. DOI: 10.1007/978-3-663-10762-0_14. Adresse: https://doi.org/10.1007/978-3-663-10762-0_14.
- [17] N. Miller, „Entwicklung einer Messsonde für dievektorielle Laser-Doppler-Anemometrie,“ Magisterarb., Universität Stuttgart, 1. Jan. 2021.
- [18] F. K. Kneubühl und M. W. Sigrist, *Laser*, 6. Aufl. B.G. Teubner Verlag Abraham-Lincoln-Straße 46 65189 Wiesbaden, 1. Okt. 2005, S. 9, ISBN: 978-3-322-99688-6. DOI: 10.1007/978-3-322-99688-6.
- [19] O. Kliebisch, *Vereinfachtes Schema des Funktionsprinzips eines Referenzstrahl-Laser-Doppler-Anemometers*, 2019.
- [20] „Vom Labor in die Luft: Flugdaten messen mit Laser.“ (24. Aug. 2022), Adresse: https://www.dlr.de/de/aktuelles/nachrichten/2022/03/20220824_vom-labor-in-die-luft-flugdaten-messen-mit-laser (besucht am 02.09.2023).
- [21] O. Kliebisch, M. Damm und P. Mahnke, „Airborne four channel fiber coupled vector laser Doppler anemometer system,“ *Appl. Opt.*, Jg. 62, Nr. 25, S. 6746–6753, 2023. DOI: 10.1364/AO.498171. Adresse: <https://opg.optica.org/ao/abstract.cfm?URI=ao-62-25-6746>.
- [22] DLR, *Bilder der Flugversuche*, Licensed under CC BY-SA 3.0, 2022.
- [23] *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes (CS-25) Amendment 27*, 24. Nov. 2021.
- [24] BOING. „STATISTICAL SUMMARY OF COMMERCIAL JET AIRPLANE ACCIDENTS, Worldwide Operations | 1959 – 2021.“ (2022), Adresse: https://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/company/about_bca/pdf/statsum.pdf (besucht am 06.09.2023).
- [25] B. H. Company. „Air Data Test Sets (Pitot Static Testers).“ (), Adresse: <https://www.bakerhughes.com/druck/test-and-calibration-instrumentation/air-data-test-sets-adts-pitot-static-testers> (besucht am 02.09.2023).
- [26] M. Löffler-Mang, *Optische Sensorik, Lasertechnik, Experimente, Light Barriers*. Vieweg+Teubner Verlag Wiesbaden, 2012, ISBN: 978-3-8348-8308-7. DOI: 10.1007/978-3-8348-8308-7_12. Adresse: https://doi.org/10.1007/978-3-8348-8308-7_12.
- [27] J. Eichler und H. Eichler, *Laser, Bauformen, Strahlführung, Anwendungen*, 6. Aufl. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2006, ISBN: 978-3-540-30305-3. DOI: 10.1007/3-540-30305-7_12. Adresse: https://doi.org/10.1007/3-540-30305-7_12.
- [28] L. Stiny, *Passive elektronische Bauelemente, Aufbau, Funktion, Eigenschaften, Dimensionierung und Anwendung*, 3. Aufl. Springer Fachmedien Wiesbaden GmbH Abraham-Lincoln-Str. 46, 65189 Wiesbaden, 5. Apr. 2018, ISBN: 978-3-658-24733-1. DOI: <https://doi.org/10.1007/978-3-658-24733-1>.
- [29] B. Mellish, *Singlemode fibre structure.svg*, https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Singlemode_fibre_structure.svg, Licensed under CC BY-SA 3.0 via Wikimedia Commons, 2007-02-12.
- [30] T. Shiina, K. Noguchi und T. Fukuchi, „Polarization-independent optical circulator for high accuracy Faraday depolarization lidar,“ *Appl. Opt.*, Jg. 51, Nr. 7, S. 898–904, März 2012. Adresse: <https://opg.optica.org/ao/abstract.cfm?URI=ao-51-7-898>.
- [31] R. Hussin, N. Ismail und S. Mustapa, „A study of foreign object damage (FOD) and prevention method at the airport and aircraft maintenance area,“ *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, Jg. 152, Nr. 1, S. 012038, 2016. DOI: 10.1088/1757-899X/152/1/012038. Adresse: <https://dx.doi.org/10.1088/1757-899X/152/1/012038>.

- [32] A. Lerro und M. Battipede, „Safety Analysis of a Certifiable Air Data System Based on Synthetic Sensors for Flow Angle Estimation,“ *Applied Sciences*, Jg. 11, S. 3127, Apr. 2021. DOI: 10.3390/app11073127.
- [33] S. M. Goldman, E. R. Fidler und R. E. King, „General Aviation Maintenance-Related Accidents: A Review of Ten Years of NTSB Data,“ FAA Civil Aerospace Medical Institute P.O. Box 25082 Oklahoma City, OK 73125, Techn. Ber. DOT/FAA/AM-02/23.
- [34] U. Ebner. „Infrarotkamas in Business-Jets.“ (15. März 2016), Adresse: <https://www.flugrevue.de/zivil/enhanced-vision-systeme-infrarotkamas-in-business-jets/> (besucht am 10.09.2023).

A Erklärungen zu den in den Analysen verwendeten Templates

Listen über die in den Templates verwendeten Spaltenbezeichnungen und deren Inhalt.

Spaltenname	Erfasster Inhalt
ID	Durchgängiger Identifier um einzelne Fehlerfälle identifizieren zu können
Risk	Beschreibung eines potentiellen Risikos
Welche Baugruppe/ Bauteil ist betroffen	Kategorisierung welches Bauteil des Systems betroffen ist
Einbaort	Einbaort der betroffenen Komponente
Failure Mode	Effekt des Risikos auf das Bauteil
Effekt auf Sensor	Beschreibung der Auswirkung eines Risks auf den Sensor
Effekt auf das Flugzeug	Beschreibung der Auswirkungen eines Risks auf Flugzeugebene
Kategorie	Kategorisierung welches Schadensausmaß das behandelte Risk af das Gesamtflugzeug hat. Die Kategorisierung erfolgt dabei nach
Mitigationsmaßnahmen	Vorgeschlagene Mitigationsmaßnahmen um die Eintrittswahrscheinlichkeit des Risk zu senken
Schwere	Vergabe eines Zahlenwertes in Abhängigkeit von der Kategorisierung. Cat entspricht dem Wert 5, NON 1
Wahrscheinlichkeit VOR Maßnahme	Vergabe eines Zahlenwertes für die Auftrittswahrscheinlichkeit bevor Mitigationsmaßnahmen ergriffen wurden. Eine Auftrittswahrscheinlichkeit von $> 10^{-3}\frac{1}{h}$ entspricht dem Wert 5, Eine Auftrittswahrscheinlichkeit von $= < 10^{-9}\frac{1}{h}$ entspricht dem Wert 1
Wahrscheinlichkeit NACH Maßnahme	Vergabe eines Zahlenwertes für die Auftrittswahrscheinlichkeit nachdem Mitigationsmaßnahmen ergriffen wurden. Eine Auftrittswahrscheinlichkeit von $> 10^{-3}\frac{1}{h}$ entspricht dem Wert 5, Eine Auftrittswahrscheinlichkeit von $= < 10^{-9}\frac{1}{h}$ entspricht dem Wert 1
Risikowert VOR Maßnahme	Der Risikowert entspricht der Multiplikation der Zahlenwerte von Schwere und Auftrittswahrscheinlichkeit bevor Mitigationsmaßnahmen ergriffen wurden.
Risikowert NACH Maßnahme	Der Risikowert entspricht der Multiplikation der Zahlenwerte von Schwere und Auftrittswahrscheinlichkeit nachdem Mitigationsmaßnahmen ergriffen wurden.
Kommentar	Kommentare zu Nachweisen oder der Notwendigkeit von weiterführenden Untersuchungen

Tabelle A.1: In der Dokumentation der PRA verwendeten Spaltenüberschriften und deren Beschreibung

Spaltenbenennung	Erfasster Inhalt
ID	Durchgängiger Identifier um einzelne Fehlerfälle eindeutig zuordnen zu können
Baugruppe	Beschreibt die untersuchte Baugruppe
Bauteil	Beschreibt ein einzelnes Bauteil innerhalb einer Baugruppe
Funktion	Beschreibt die Funktion einer Baugruppe oder eines Bauteils
Anzahl im System	Anzahl der gleichartigen Baugruppen im System
Failure Rate	Fehlerrate der Baugruppe in $\frac{1}{h}$
Failure Mode	Beschreibung des Fehlers
Mode percentage	Prozentuale Aufteilung des Vorkommens eines Fehlers in einer Baugruppe
Failure Effect Systemfunktion	Auswirkungen des Fehlers auf die einzelnen Systemfunktionen
Failure Effect Sensor	Auswirkungen des Fehlers auf den Sensor
Failure Effect Luftfahrzeug	Auswirkungen des Fehlers auf das Flugzeug
Ausfallrate	Ausfallrate mit welcher ein bestimmter Fehler auftritt in $\frac{1}{h}$. Multiplikation aus „Anzahl im System“, „Failure Rate“ und „Mode percentage“
Kategorie	Kategorisierung der Schwere der Auswirkungen des Failure Effects
Ref. Failure rate / Mode	Referenz zum Zustandekommen der Failure rate oder Mode
Kommentar	Kommentarspalte zu einzelnen Fehlern

Tabelle A.2: In der Dokumentation der FMEA verwendeten Spaltenüberschriften und deren Beschreibung