

Gefördert durch:



aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages



Abschlussbericht

zum Vorhaben

Dezentralisiertes kontextsensitives Messsystem zur Flugerprobung



von der

messWERK GmbH für Mess- und Anzeigetechnik
(Förderkennzeichen: 20Q1706A)

2021

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	3
Tabellenverzeichnis	5
Abkürzungsverzeichnis	6
Literaturverzeichnis.....	8
1 Einleitung.....	10
2 Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde.....	12
3 Planung und Ablauf des Vorhabens.....	13
4 Wissenschaftlicher und technischer Stand.....	16
5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen.....	18
6 Erzielte Ergebnisse.....	19
7 Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises.....	92
8 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit.....	93
9 Voraussichtlicher Nutzen, Verwertbarkeit.....	94
10 Bekanntgewordener Fortschritt anderer Stellen	95
11 Zusammenfassung	96
Anhang A.....	97

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 3.1:	Balkenplan.....	13
Abbildung 3.2:	Arbeitspaketstruktur.....	14
Abbildung 6.1:	EASA-Regelwerk [11].....	20
Abbildung 6.2:	Ursprüngliche Bauvorschriften für Flugzeuge mit einer maximalen Abflugmasse bis zu 8618 kg [7]	22
Abbildung 6.3:	Reorganisation der CS-23 [7].....	23
Abbildung 6.4:	Definition des Aircraft Type Code [1].....	25
Abbildung 6.5:	Cooper-Harper-Skala zur subjektiven Bewertung der Handlingeigenschaften von Luftfahrzeugen	28
Abbildung 6.6:	Zukünftiger Ablauf – Übersicht.....	30
Abbildung 6.7:	Zukünftiger Ablauf – Planung und Vorbereitung.....	31
Abbildung 6.8:	Zukünftiger Ablauf – Durchführung	32
Abbildung 6.9:	Zukünftiger Ablauf – Nachbereitung und Abschluss	33
Abbildung 6.10:	Zukünftiger Ablauf – Flugzeugentwicklung und Koordination	33
Abbildung 6.11:	Überblick über das Gesamtsystem	37
Abbildung 6.12:	Entwurf der Datenhaltungsschicht	42
Abbildung 6.13:	Simplifizierte und beispielhafte Darstellung des Messsystems in einem Kleinflugzeug	44
Abbildung 6.14:	Real umgesetztes, zentrales Messsystem in einem Kleinflugzeug.....	44
Abbildung 6.15:	Die messBUS-Familie.....	45
Abbildung 6.16:	mB_RotorCapture-Platine.....	52
Abbildung 6.17:	messBUSV2-Acc Platinen	53
Abbildung 6.18:	Amplitudengang des Beschleunigungssensors ADXL357.....	54
Abbildung 6.19:	Datenbank-Architektur des Gesamtsystems	56
Abbildung 6.20:	Relationen der Projekt-Management-Datenbank	57
Abbildung 6.21:	Ausgewählte Relationen der PM-Datenbank.....	57
Abbildung 6.22:	Relationen der Assistenzsystem-Datenbank.....	58
Abbildung 6.23:	Ausgewählte Relationen der AS-Datenbank	59
Abbildung 6.24:	Relationen der Messsystem-Datenbank	59
Abbildung 6.25:	Relationen der kunden- bzw. projektspezifischen Datenbank	60
Abbildung 6.26:	Bestimmung der Überziehgeschwindigkeit.....	61
Abbildung 6.27:	Zeitlicher Verlauf eines Überziehmanövers.....	62
Abbildung 6.28:	Typisches Trudelmanöver.....	64

Abbildung 6.29:	Ermittlung der Startstrecke	65
Abbildung 6.30:	Architektur der Softwareanwendung zur Unterstützung in der Planung und Auswertung von Flugversuchen	68
Abbildung 6.31:	Datenbank-Relationen und Objekte zur Planung von Flugversuchen	70
Abbildung 6.32:	Grafische Benutzeroberfläche der Softwareanwendung zur Unterstützung in der Planung und Auswertung von Flugversuchen	75
Abbildung 6.33:	Dialogfenster zur Eingabe einer Testprozedur (links: valide Eingabe; rechts: unvollständige Eingabe)	75
Abbildung 6.34:	„Setup-View“ der Softwareanwendung zur Unterstützung in der Durchführung von Flugversuchen	77
Abbildung 6.35:	„Monitoring-View“ der Softwareanwendung zur Unterstützung in der Durchführung von Flugversuchen	78
Abbildung 6.36:	Aufbau des C2Land-Protokolls	78
Abbildung 6.37:	Verteilung der Beschleunigungssensoren in der Draufsicht	80
Abbildung 6.38:	Verteilung der Beschleunigungssensoren in der Seitenansicht	80
Abbildung 6.39:	Beschleunigungssensoren am Leitwerk der D-ERGX	82
Abbildung 6.40:	Typische Anordnung der Sensoren am Flügelende	82
Abbildung 6.41:	Steuereingaben als Zeitsignal	83
Abbildung 6.42:	Amplitudenspektrum für Flügelbiegung	84
Abbildung 6.43:	Höhenruderschwingung	85
Abbildung 6.44:	Übersicht über die zu absolvierenden Testpunkte (nach der Planung)	87
Abbildung 6.45:	Dialogfenster zur Eingabe eines Testmanövers	88
Abbildung 6.46:	Anzeige der einer Testkarte zugehörigen Manöver inkl. Konfiguration	88
Abbildung 6.47:	„Monitoring View“ während der Absolvierung eines Testmanövers	89
Abbildung 6.48:	Übersicht über die absolvierten Testpunkte (nach der Auswertung)	91

Tabellenverzeichnis

Tabelle 6.1:	Zusammenfassung der Systemanforderungen	34
Tabelle A.1:	ASTM-Standards	97
Tabelle A.2:	Zulassungsrelevante Testkategorien und -punkte inkl. der zu erfassenden Parameter gemäß [6] und [9].....	99

Abkürzungsverzeichnis

AC	Advisory Circular
AMC	Acceptable Means of Compliance
ADS	Airworthiness Design Standard
AP	Arbeitspaket
AS	Assistenzsystem-Datenbank
ASTM	American Society for Testing and Materials (ursprünglich)
ATC	Aircraft Type Code
BMWi	Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie
BSD	Berkeley Software Distribution
CFR	Code of Federal Regulations
CP	Kunden- bzw. projektspezifische Datenbank
CRC	Cyclic Redundancy Check (zyklische Redundanzprüfung)
CS	Certification Specification
DB	Datenbank
DBMS	Datenbankmanagementsystem
DekoM	Dezentralisiertes kontextsensitives Messsystem zur Flugerprobung
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
EASA	European Aviation Safety Agency
EU	Europäische Union
FAA	Federal Aviation Administration
FTG	Flight Test Guide
GM	Guidance Material
GPS	Global Positioning System
GUI	Graphical User Interface (grafische Benutzeroberfläche)
HAP	Hauptarbeitspaket
IAS	Indicated Airspeed (angezeigte Fluggeschwindigkeit)
iBos	Intelligente Bodenstation für Flugerprobung und Forschung
IFF	Institut für Flugführung
JSON	JavaScript Object Notation
LBA	Luftfahrt-Bundesamt
LSA	Light Sport Aeroplanes
LuFo	Luftfahrtforschungsprogramm
PM	Projekt-Management-Datenbank
PPS	Pulse per Second (Pulse pro Sekunde)

QML	Qt Modeling Language
RPAS	Remotely Piloted Aircraft System
SQL	Structured Query Language
SSI	Synchronous Serial Interface (Synchron-Serielle-Schnittstelle)
TC	Type Certificate
TDMA	Time Division Multiple Access
TUBS	Technische Universität Braunschweig
UAS	Unmanned Aircraft System
USB	Universal Serial Bus
VFR	Visual Flight Rules
VLA	Very Light Aeroplanes

Literaturverzeichnis

- [1] ASTM International: Standard Specification for Systems and Equipment in Small Aircraft. F3061/F3061M-17
- [2] BMVI/FIS: Europäische Zulassungskriterien für Luftfahrzeuge. URL: <https://www.forschungsinformationssystem.de/servlet/is/422329/> (aufgerufen am 07.11.2017). 27.11.2013
- [3] BMVI/FIS: Geltende Zulassungsvorschriften für Luftfahrzeuge entsprechend europäischer Richtlinien. URL: <https://www.forschungsinformationssystem.de/servlet/is/422368/> (aufgerufen am 07.11.2017). 27.11.2013
- [4] BMVI/FIS: Kategorisierung von Luftfahrzeugen entsprechend europäischer Richtlinien. URL: <https://www.forschungsinformationssystem.de/servlet/is/422343/> (aufgerufen am 07.11.2017). 27.11.2013
- [5] Cooper, G.; Harper, R.: The use of pilot ratings in evaluation of aircraft handling qualities. NASA Ames Technical Report, 1969
- [6] EASA: Acceptable Means of Compliance and Guidance Material to Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes (CS-23). Issue 1. 20.12.2017
- [7] EASA: Advance Notice of Proposed Amendment 2015-06. Reorganisation of Part 23 and CS-23. 27.03.2015
- [8] EASA: Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes for Normal-Category Aeroplanes. CS-23 – Amendment 4. 15.07.2015
- [9] EASA: Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes. CS-23 – Amendment 5. 29.03.2017
- [10] EASA: Executive Director Decision 2017/013/R of 29 March 2017 amending Certification Specifications for normal, utility, aerobatic and commuter category aeroplanes 'CS-23 – Amendment 5. Reorganised CS-23 for normal-category aeroplanes'. 29.03.2017
- [11] EASA: Regulations Structure. URL: <https://www.easa.europa.eu/regulations> (aufgerufen am 29.05.2018)
- [12] EU: Teil 21. Zertifizierung von Luftfahrzeugen und zugehörigen Produkten, Bau- und Ausrüstungsteilen und von Entwicklungs- und Herstellungsbetrieben. Anhang I der Verordnung (EG) Nr. 216/2008. 21.08.2012
- [13] EU: Verordnung (EG) Nr. 216/2008 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Februar 2008 zur Festlegung gemeinsamer Vorschriften für die Zivilluftfahrt und zur Errichtung einer Europäischen Agentur für Flugsicherheit, zur Aufhebung der Richtlinie 91/670/EWG des Rates, der Verordnung (EG) Nr. 1592/2002 und der Richtlinie 2004/36/EG. 19.03.2008

- [14] EU: Verordnung (EU) Nr. 748/2012 der Kommission vom 3. August 2012 zur Festlegung der Durchführungsbestimmungen für die Erteilung von Lufttüchtigkeits- und Umweltzeugnissen für Luftfahrzeuge und zugehörige Produkte, Bau- und Ausrüstungsteile sowie für die Zulassung von Entwicklungs- und Herstellungsbetrieben. 21.08.2012
- [15] FAA: Advisory Circular. Means of Compliance with Title 14 CFR, Part 23, § 23.629, Flutter. AC 23.629-1B. 28.09.2004
- [16] FAA: Advisory Circular. Systems and Equipment Guide for Certification of Part 23 Airplanes and Airships. AC 23-17C. 17.11.2011
- [17] Hinsch, M.: Industrielles Luftfahrtmanagement. Technik und Organisation luftfahrt-technischer Betriebe. 3. Auflage. ISBN: 978-3-662-53074-0. Springer-Vieweg, Berlin, 2017
- [18] Kimberlin, R. D.: Flight Testing of Fixed-Wing Aircraft. AIAA Education Series. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, VA, 2003
- [19] Klußmann, N.; Malik, A.: Lexikon der Luftfahrt. 3. Auflage. ISBN: 978-3-642-22499-7. Springer, Berlin, 2012
- [20] Kügler, M. E.; Mumm, N. C.; Holzapfel, F.; Schwithal, A.; Angermann, M.: Vision-Augmented Automatic Landing of a General Aviation Fly-by-Wire Demonstrator. AIAA SciTech Forum, San Diego, CA, 2019. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2019-1641>

1 Einleitung

Für das Gesamtverständnis von Flugzeugen ist deren Erprobung am Boden und im Flug eine elementare Voraussetzung. Dafür wird hochspezialisierte Messtechnik benötigt, die auf die Anforderungen der Luftfahrt abgestimmt ist. Im Verbundvorhaben „Dezentralisiertes kontextsensitives Messsystem zur Flugerprobung“ (DekoM) war es unter anderem das Ziel derartiger Messtechnik zur Flugerprobung und speziell der Flugschwingungsmessung von Kleinflugzeugen mit verbesserter Qualität der Messungen in den Punkten Genauigkeit, Synchronität und Modularisierung zu entwickeln. Es sollte die Flexibilität und Effizienz in der Flugerprobung gesteigert und die benötigte Erprobungsdauer reduziert werden, um damit wirtschaftliche Vorteile für die Flugzeughersteller zu erzeugen.

Zu diesem Zweck wurde von der Firma messWERK GmbH für Mess- und Anzeigetechnik und dem Institut für Flugführung (IFF) der Technischen Universität Braunschweig (TUBS) bereits in den Jahren vor Beginn dieses Verbundvorhabens damit begonnen, ein busbasiertes dezentrales Messsystem zu entwickeln. Dieses Bussystem wurde in Laborversuchen und ersten Feldeinsätzen bereits exemplarisch erprobt und für vielversprechend befunden. Im Rahmen von DekoM sollte untersucht werden, wie das Messsystem für den Einsatz in der Flugerprobung und der Flugschwingungsmessung weiterentwickelt werden kann.

Im Detail sollte ein effizientes Hot-Plugging und Autodiscovery auf dem Bus untersucht werden, um Sensoren ohne komplexe Konfiguration einbinden zu können. Darüber hinaus wurde angestrebt, die Zuverlässigkeit der Messanlage zu erhöhen sowie Kosten einzusparen. Dazu sollten Funktionen zur Überwachung der Sensoren implementiert werden, mit denen automatisiert geprüft werden kann, ob alle wichtigen Sensoren einer Messung einsatzbereit und vollständig konfiguriert sind. Ein zusätzlicher Aspekt war die Entwicklung applikationsspezifischer Sensormodule für den Bus, die u.a. zur Analyse von Flugschwingversuchen herangezogen werden können.

Ein weiteres Ziel bestand darin, sowohl bei der Planung und Auswertung als auch bei der eigentlichen Durchführung der Flugerprobungsaktivitäten eine Unterstützung zu bieten. Dazu sollten die relevanten Testpunkte extrahiert und die zu fliegenden Manöver im Detail geplant werden können. Da in Kleinflugzeugen in der Regel nur ein Testpilot den Versuch durchführt, war es darüber hinaus erforderlich Verfahren zu untersuchen, wie die Informationen zur Steuerung dem Testpiloten geeignet angezeigt werden können. Hierfür mussten typische Anwendungsfälle, nötige Tätigkeiten und benötigte Informationen identifiziert und klassifiziert werden. In einem nächsten Schritt wurden geeignete Algorithmen sowie eine Softwareanwendung zur Interaktion mit dem Nutzer entwickelt. Diese Anwendung stellt die vordefinierten Manöver anschaulich dar und ermöglicht zudem einen Soll-/Istwert-Vergleich der zu fliegenden Konfiguration. Es sollte für den Piloten klar ersichtlich sein, ob er die an das Manöver gestellten Anforderungen erfüllt.

Zusammenfassend wurden im Verbundvorhaben DekoM die folgenden Schwerpunkte behandelt:

- Erarbeitung der Anforderungen an zulassungsrelevante Flugversuche und Erstellung eines Systemkonzepts

- Entwicklung von applikationsspezifischen Sensormodulen
- Entwicklung von Algorithmen zur On- und Offline-Datenauswertung der Flug- und Flatterversuche
- Entwicklung einer Softwareanwendung zur Unterstützung in der Planung- und Auswertung von Flugversuchen inklusive Datenmanagement
- Entwicklung einer Softwareanwendung mit Nutzerführung zur Unterstützung in der Durchführung von Flugversuchen
- Auswertung und Bewertung der entwickelten Messtechnik in Flugversuchen

Zur Erreichung der Zielsetzung haben messWERK und das IFF eng zusammengearbeitet und ihr einschlägiges Know-How in den jeweiligen Technologie- und Arbeitsbereichen eingebracht.

2 Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

Bei DekoM handelt es sich um ein Verbundvorhaben im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms (LuFo) V-3 mit den beiden folgenden beteiligten Partnern:

- messWERK GmbH für Mess- und Anzeigetechnik (Verbundführer)
- Institut für Flugführung der Technischen Universität Braunschweig

Die Firma messWERK wurde als KMU zu 65%, das Institut für Flugführung als universitäre Einrichtung zu 100% vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) gefördert. Verwaltet wurde das Vorhaben vom Projektträger Luftfahrtforschung des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR).

3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Im Folgenden werden kurz auf die Zeitplanung und Arbeitspaketstruktur eingegangen.

3.1 Zeitplanung

Das Verbundvorhaben war für eine Dauer von drei Jahren konzipiert; es ist zum 01.01.2018 gestartet und zum 31.12.2020 erfolgreich abgeschlossen worden. Abbildung 3.1 enthält eine Übersicht über den – gegenüber dem Antrag leicht angepassten – zeitlichen Ablauf des Projektes.

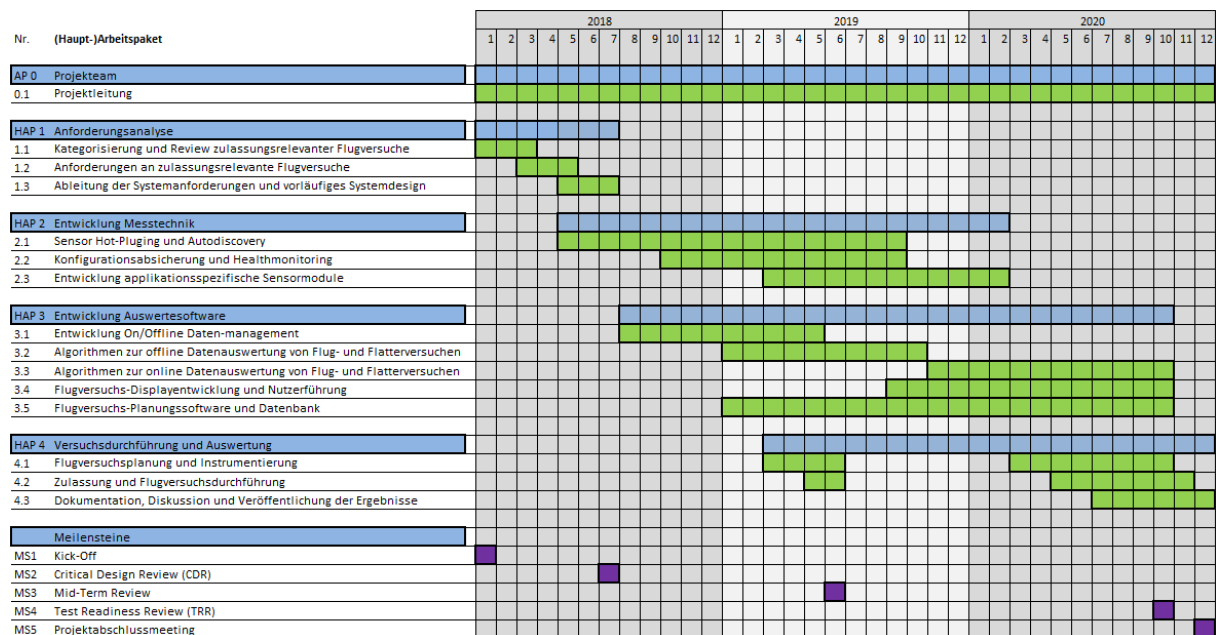


Abbildung 3.1: Balkenplan

3.2 Projekt- und Arbeitspaketstruktur

Das Verbundvorhaben bestand aus den zwei Einzelvorhaben

- Dezentralisierte Messtechnik (DekoM-Measurement) der Firma messWERK und
- Analyse und Datenmanagement System (DekoM-Analysis) des IFF, TU Braunschweig.

Wie Abbildung 3.2 zeigt, war das Vorhaben für die technische Bearbeitung in die folgenden vier Hauptarbeitspakete (HAP) unterteilt, die die Forschungsschwerpunkte des Vorhabens widerspiegeln:

- HAP 1: Anforderungsanalyse
- HAP 2: Entwicklung Messtechnik
- HAP 3: Entwicklung Auswertesoftware
- HAP 4: Versuchsdurchführung und Auswertung

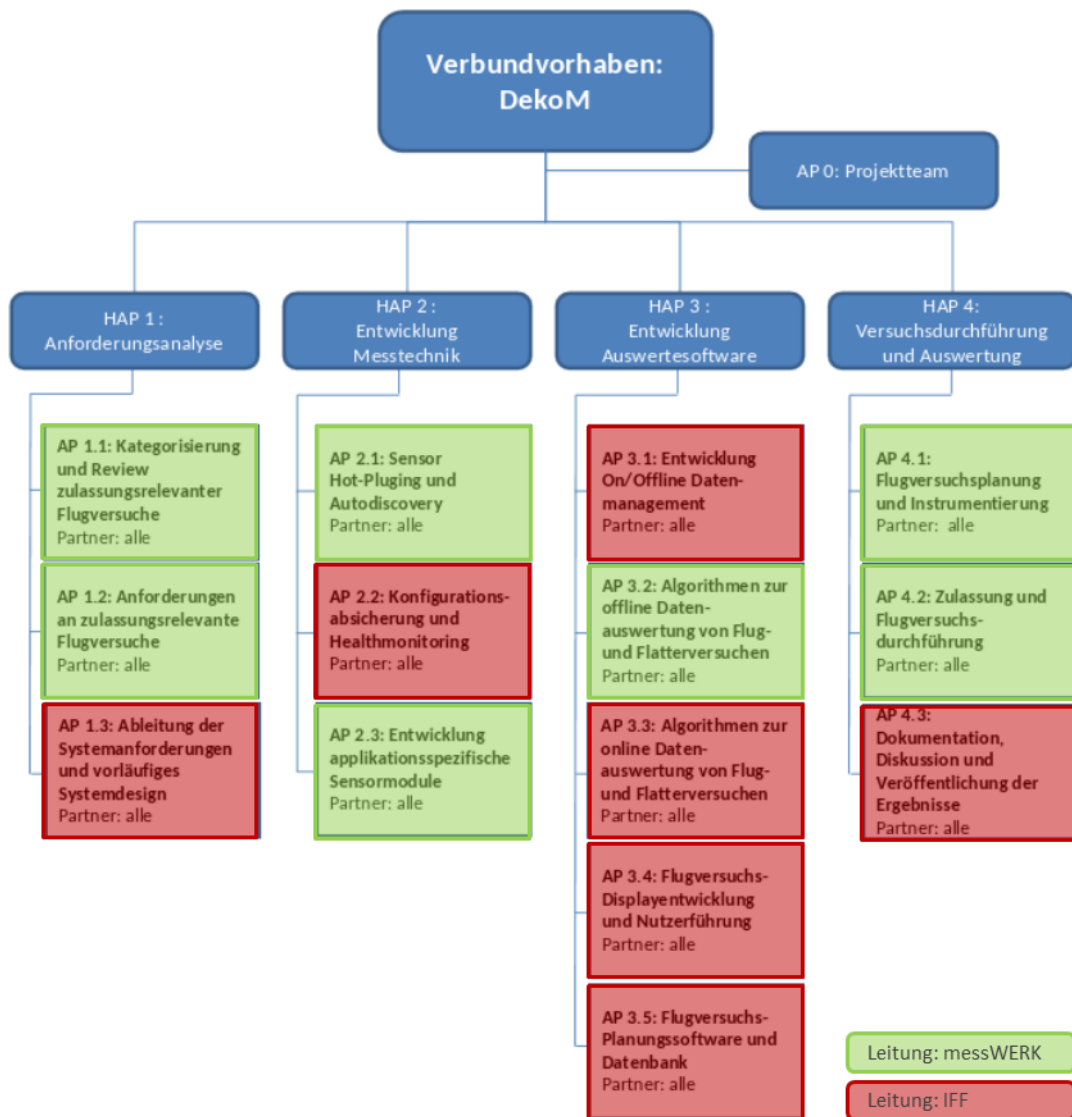


Abbildung 3.2: Arbeitspaketstruktur

In HAP 1 wurden die Anforderungen an die Boden- und Flugversuche, an die zu fliegenden Manöver sowie an die zu verwendende Messtechnik ermittelt. Aus den daraus gewonnenen Erkenntnissen konnte dann ein vorläufiges Systemdesign abgeleitet und die zu entwickelnde Sensorik festgelegt werden. Es wurden die Vorschriften für die Zulassung von Kleinflugzeugen analysiert und die zulassungsrelevanten Testkategorien und -punkte identifiziert. Zusätzlich wurden für die einzelnen Versuche die notwendigen Messgrößen ermittelt, die jeweils erfasst werden müssen, um die Zulassungsanforderungen nachweisen zu können.

HAP 2 befasste sich mit der Erweiterung der Messtechnik um neue Funktionen, die deren praktische Nutzbarkeit erhöhen und es ermöglichen, Sensoren einfach zu einem Messaufbau hinzuzufügen und zu entfernen. Dazu gehörte ebenfalls die Sicherstellung der korrekten Funktion der primären Systeme mittels einer selbständigen Überwachung aller Sensorknoten während der Installation, Inbetriebnahme und Versuchsdurchführung. Außerdem wurden noch nicht existente, applikationsspezifische Sensormodule entwickelt (z.B. Beschleunigungssensoren).

In HAP 3 wurde die Verarbeitung, Speicherung und Übertragung von Daten im Offline-System (zur Planung und Auswertung der Boden- und Flugversuche am Boden) und im Online-System (während der Versuchsdurchführung an Bord eines Flugzeugs) untersucht. Der Fokus lag hier insbesondere auf dem Datenbankdesign und dessen Umsetzung. Des Weiteren wurden Konzepte und Algorithmen für die Datenauswertung im Offline- und Online-Fall entwickelt. Der Kern dieses Hauptarbeitspakets bestand in der Implementierung einer Softwareapplikation zur Planung von Boden- und Flugversuchen auf Basis aktueller Bau- und Zulassungsvorschriften. Zusätzlich wurde eine Displayanwendung umgesetzt, die den Testpiloten im Flug unterstützt, indem sie Testpunkt- und Manöver-spezifische Informationen anzeigt.

Im Rahmen von HAP 4 fand eine Verifizierung und experimentelle Validierung der entwickelten Systeme und Algorithmen statt. Diese wurden zum Teil im Flugversuch durchgeführt. Zu diesem Zweck wurden die entsprechenden messtechnischen Komponenten und Sensoren in das Versuchsflugzeug des Typs Remos GX der Firma messWERK eingerüstet.

Das Vorhaben wurde in einem engen Verbund zwischen messWERK und dem IFF durchgeführt, so dass jeder Partner Beiträge zu allen Arbeitspaketen liefern konnte. Während bei DekoM-Measurement der Schwerpunkte auf der Entwicklung der Low-Level Funktionen des Messsystems in HAP 2 lag, lag der Fokus bei DekoM-Analysis auf der Entwicklung der High-Level Funktionen in HAP 3.

4 Wissenschaftlicher und technischer Stand

Die Erprobung von Flugzeugen ist eine Voraussetzung für die Zulassung eines neuen Luftfahrzeugmusters und findet am Ende des Entwurfsprozesses statt. Im Rahmen dieser Zulassung müssen zahlreiche Nachweise erbracht werden, die sich aus den zum Zeitpunkt des Baus gültigen Bauvorschriften ergeben. Der Hauptzweck der Flugerprobung besteht darin, festzustellen, ob das Luftfahrzeug und seine Besatzung die beabsichtigte Mission sicher erfüllen können. Für den Hersteller ist die Erprobung eines neuen Flugzeugs stets eine besondere Situation mit sehr hohem Druck von außerhalb und innerhalb des Unternehmens. Gerade in der Anfangsphase gibt es keine standardisierten Prozesse. Zudem werden am Flugzeug – zum Teil als Resultat vorangegangener Flugtests – erfahrungsgemäß noch zahlreiche Änderungen mit mehr oder weniger großem Umfang durchgeführt, die eine erneute Erprobung im Flug nach sich ziehen. Somit ist das „Projekt“ ein langwieriger, iterativer Prozess und somit in einem ständigen Fluss. [18]

Grundlegender Ablauf einer Flugerprobung

Zu Beginn der Erprobung hat der Testpilot nur rechnerische Werte für elementare Größen, wie zum Beispiel der Stallspeed, zur Verfügung. Dazu ist eine sogenannte Flugenveloppe (Flight Envelope) rechnerisch festgelegt, die den zugelassenen Flugbereich begrenzt. Dieser ist bei den ersten Flügen üblicherweise eingeschränkt und wird im Rahmen der Flugerprobung erst vollständig eröffnet. Mit jeder Bereichserweiterung betritt der Testpilot somit „Neuland“ mit möglichen unvorhergesehenen Vorkommnissen. Die Arbeitsbelastung für den Testpiloten ist somit besonders am Anfang extrem hoch. Dazu kommt, dass im Bereich von Kleinflugzeugen selten professionell ausgebildete Testpiloten eingesetzt werden. Hier wird die Flugerprobung typischerweise von einem erfahrenen Werkspiloten durchgeführt.

Bei diesen Flügen müssen eine große Menge von Parametern beobachtet und dokumentiert werden. Wenn der Pilot alles selbst aufschreiben oder nach dem Flug zu Papier bringen muss, ist die Datenrate sehr klein und die „Messwerte“ sind sehr fehlerträchtig. Aus diesem Grund ist der Einsatz von Messtechnik auch im Bereich von Kleinflugzeug inzwischen verbreitet. Zur Dokumentation gehören aber nicht nur Werte, die sich mit Sensoren erfassen lassen sondern auch die Dokumentation von Masse und Schwerpunktlage und nicht zuletzt auch Änderungen am Flugzeug.

Zu den zu erbringenden Nachweisen gehören zahlreich konstruktive Nachweise (wie zum Beispiel eine bestimmte Anordnung von Bedienelementen) und strukturelle Berechnungen, aber auch Nachweise und Leistungswerte, die im Flugversuch erfolgen werden müssen. Hierbei reicht der Umfang von einem einfachen Statement des Erprobungspiloten bis hin zu gemessenen Leistungsdaten, die auf Standardbedingungen in Abhängigkeit zahlreicher Umgebungsparameter umgerechnet werden müssen. Dazu kommen noch zahlreiche Tests, die der Hersteller im eigenen Interesse oder am ersten Prototyp durchführen möchte.

Einsatz von Messtechnik in der Flugerprobung

Messsysteme im (Klein-)Flugzeugmarkt sind bislang meist rudimentär, unflexibel und bieten dem Benutzer wenig Unterstützung bei der Durchführung von Flugversuchen. Sie bestehen üblicherweise aus zentralen Datenerfassungscomputern mit unterschiedlicher Anzahl

analoger und digitaler Schnittstellen. Bei vielen dieser Systeme, kann die zeitliche Synchronität der Daten nicht ausreichend gewährleistet werden, was die Möglichkeiten zur sinnvollen Verknüpfung der Messdaten oder z.B. zur Auswertungen im Frequenzbereich erschwert oder gar unmöglich macht. Durch die zentrale Anordnung der Messtechnik ergeben sich lange Kabellängen, für die oftmals analogen Signale, was zu starken Beeinträchtigungen in der Qualität der erfassten Daten trotz hochwertiger Messtechnik führen kann. Bestehende Messtechnik wird in der Regel fest in das Flugzeug eingerüstet und während der Flugversuchskampagnen nicht mehr verändert unter der Annahme, dass die Anforderungen und Eigenschaften des Systems für den Zeitraum der Durchführung unverändert bleiben. Fehler in der Funktion werden so häufig erst zu spät erkannt und geänderte Anforderungen des Erprobungsprogramms nicht mit den Fähigkeiten des Messsystems abgeglichen.

5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Während der gesamten Projektlaufzeit gab es keine Zusammenarbeit mit Stellen außerhalb dieses Verbundes bestehend aus der messWERK GmbH für Mess- und Anzeigetechnik (Verbundführer) und dem Institut für Flugführung der Technischen Universität Braunschweig.

6 Erzielte Ergebnisse

In den nachfolgenden Unterkapiteln werden die im Verbundvorhaben DekoM erzielten Ergebnisse präsentiert. Die Gliederung orientiert sich dabei an den in Kapitel 3.2 aufgeführten Hauptarbeitspaketen.

6.1 Anforderungsanalyse

Zu Beginn wurde eine Anforderungsanalyse durchgeführt mit dem Ziel, eine Grundlage sowohl für die Weiterentwicklung der bisher eingesetzten Messtechnik als auch für die Implementierung der geplanten Offline- und Online-Anwendungen zu schaffen. Das Ergebnis war ein umfassender Katalog an Anforderungen, von denen wesentliche Aspekte bereits im Rahmen dieses Verbundvorhabens umgesetzt wurden. Gleichzeitig kann dieser als Ausgangspunkt für auf DekoM aufbauende Projekte dienen und die gewonnenen Erkenntnisse können in zukünftige Forschungsaktivitäten auf diesem Gebiet einfließen.

6.1.1 Flugerprobung von Kleinflugzeugen

Wie bereits in Kapitel 4 erläutert, stellt die Flugerprobung eine besondere Herausforderung nicht nur für den Flugzeughersteller sondern insbesondere für den Testpiloten dar. Prinzipiell ist eine einfache Unterteilung der Flugversuche in zwei Kategorien sinnvoll:

- Development Flight Tests: Testflüge, die der Verbesserung des Prototyps dienen. Hierfür gibt es keine Vorschriften; dieser werden ausschließlich durch den Hersteller festgelegt.
- Certification Flight Tests: Testflüge, die der Zulassung dienen. Hierzu werden mit einem serienkonformen Flugzeug Testflüge durchgeführt, die der Erfüllung der Bauvorschriften dienen. Dazu gibt es in den Bauvorschriften und dem Begleitmaterial detaillierte Vorgaben was und wie geflogen bzw. getestet werden muss.

Da die erste Kategorie nicht standardisiert und eine Standardisierung hier auch nicht erstrebenswert ist, beschränken sich die nachfolgenden Ausführungen auf die zweite Kategorie. Im Folgenden werden die grundlegenden rechtlichen Rahmenbedingungen erläutert und auf diejenigen Bau- und Zulassungsvorschriften näher eingegangen, die für die Systementwicklung bedeutsam waren.

Rechtliche Rahmenbedingungen

Für die Entwicklung, Herstellung, Instandhaltung und den Betrieb von luftfahrttechnischen Produkten hat die Europäische Agentur für Flugsicherheit (European Aviation Safety Agency, EASA) Regeln erlassen, deren Einhaltung durch sämtliche auf diesem Gebiet tätigen Betriebe sichergestellt werden muss. Ausgehend von der Grundsatzverordnung (Basic Regulation), der Verordnung (EG) Nr. 216/2008¹ [13], definiert das EASA-Regelwerk eine

¹ Verordnung (EG) Nr. 216/2008 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Februar 2008 zur Festlegung gemeinsamer Vorschriften für die Zivilluftfahrt und zur Errichtung einer Europäischen Agentur für Flugsicherheit, zur Aufhebung der Richtlinie 91/670/EWG des Rates, der Verordnung (EG) Nr. 1592/2002 und der Richtlinie 2004/36/EG [13]

Reihe von Verordnungen (Regulations) mit weiterführenden Anhängen (Annexes) für die einzelnen Fachgebiete. Da diese Verordnungen den legislativen Entscheidungsprozess der Europäischen Union (EU) durchlaufen haben, sind sie für alle Mitgliedsstaaten rechtlich bindend. Eine Übersicht über das EASA-Regelwerk gibt Abbildung 6.1. [17]

Regulations Structure

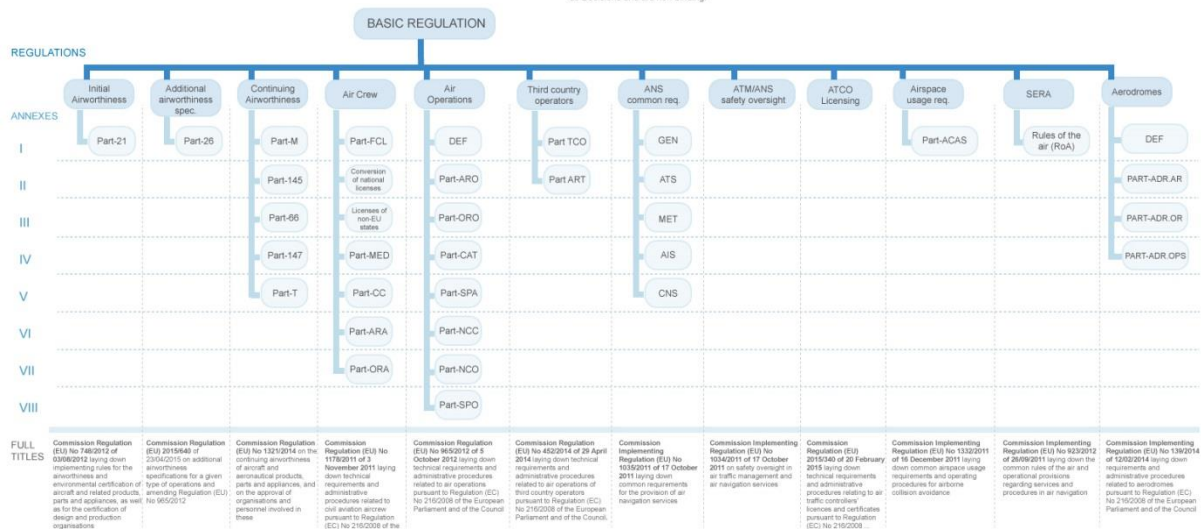


Abbildung 6.1: EASA-Regelwerk [11]

Von Bedeutung für den Verbund DekoM ist insbesondere die Verordnung (EU) Nr. 748/2012² [14] in Verbindung mit ihrem Anhang, dem Teil 21 (Part 21) [12]. Dort sind Durchführungsbestimmungen (Implementing Rules) für die erstmalige Erteilung der Lufttüchtigkeit (Initial Airworthiness) enthalten sowie Vorgaben hinsichtlich der Zertifizierung von Luftfahrzeugen und zugehörigen Produkten, Bau- und Ausrüstungsteilen und von Entwicklungs- und Herstellungsbetrieben beschrieben. Zudem wird auf weitere Vorschriften und Spezifikationen verwiesen. Auf Basis dieser Dokumente erteilt die EASA für jedes neue Flugzeugmuster die Musterzulassung, das sogenannte Type Certificate (TC). Diese dient dem Nachweis der Lufttüchtigkeit und bestätigt, dass das jeweilige Luftfahrzeug den zugrunde liegenden Bauvorschriften und Spezifikationen entspricht. Neben der Musterzulassung gibt es noch die Verkehrszulassung, die für jedes einzelne Luftfahrzeug erforderlich ist. Diese wird von den nationalen Luftfahrtbehörden, in Deutschland das Luftfahrtbundesamt (LBA), im Auftrag der EASA ausgestellt, worauf die Eintragung in das amtliche Luftfahrzeugregister erfolgt. [2]

Flugerprobung im Rahmen der Musterzulassung

Die Flugerprobung bezeichnet die Phase nach der Bodenerprobung, in der ein neues Luftfahrzeug eine Vielzahl an Flugversuchen- und -tests absolviert. Im Rahmen der Flugerprobung werden die Flugeigenschaften innerhalb der geforderten Betriebsgrenzen

² Verordnung (EU) Nr. 748/2012 der Kommission vom 3. August 2012 zur Festlegung der Durchführungsbestimmungen für die Erteilung von Lufttüchtigkeits- und Umweltzeugnissen für Luftfahrzeuge und zugehörige Produkte, Bau- und Ausrüstungsteile sowie für die Zulassung von Entwicklungs- und Herstellungsbetrieben [13]

unter Normal- und Spezialbedingungen (z.B. Notverfahren), die Annahmen während des Luftfahrzeugentwurfs sowie die Einhaltung sämtlicher Lufttüchtigkeitsanforderungen überprüft. Des Weiteren werden die Flugleistungen in den verschiedenen Flugphasen wie Start, Steigflug, Reiseflug, Anflug und Landung ermittelt. [3] [19]

Die Flugerprobung ist Inhalt des Abschnitts 21.A.35 „Flugprüfungen“ im Part 21 und somit fundamentaler Bestandteil des Musterzulassungsprozesses. Im Abschnitt 21.A.35 heißt es unter anderem [12]:

- a) Flugprüfungen zur Ausstellung einer Musterzulassung sind gemäß den Bedingungen durchzuführen, die die Agentur [EASA] für solche Flugprüfungen spezifiziert hat.
- b) Der Antragsteller hat alle Flugprüfungen durchzuführen, die die Agentur [EASA] für erforderlich hält.
 1. um die Einhaltung der einschlägigen Basis der Musterzulassung und der Umweltschutzanforderungen feststellen zu können

...

Die spezifizierten Bedingungen für die Durchführung der Flugprüfungen werden von der EASA in diversen Bauvorschriften veröffentlicht. Die Anforderungen an die Flugprüfungen dabei variieren in Abhängigkeit vom Luftfahrzeugtyp und der maximalen Abflugmasse.

Bauvorschriften und Begleitmaterial

Bauvorschriften detaillieren die Zulassungsanforderungen an luftfahrttechnische Entwicklungen auf technischer Ebene und werden von der EASA in Form von Certification Specifications (CS) veröffentlicht. Sie spezifizieren die zukünftige Beschaffenheit von Produkten und geben vielfach auch vor oder Hinweise darauf, wie Lufttüchtigkeit an diesen nachgewiesen wird. Für die Zulassung von neuen Luftfahrzeugmustern ist grundsätzlich die am Tage der Antragstellung gültige Bauvorschrift anzuwenden. Für Entwicklungen von Änderungen an existierenden Mustern kann die Bauvorschrift herangezogen werden, die Basis der Musterzulassung gewesen ist, sofern es sich nicht um eine signifikante Änderung handelt. Die Bauvorschriften werden um Interpretationen zu den Verordnungen, den Acceptable Means of Compliance (AMC) und dem Guidance Material (GM), ergänzt. Während die AMCs direkte Umsetzungsempfehlungen liefern, dient das GM vorzugsweise der Erläuterung und gibt weiterführende Informationen. Im Gegensatz zu den Bauvorschriften haben sowohl die AMC als auch das GM formal keinen verbindlichen Charakter. Bei enger Orientierung haben die Betriebe aber Gewissheit, dass sie in Übereinstimmung mit den Vorschriften handeln. Insbesondere für die Flugerprobung sei zuletzt noch auf den sogenannten Flight Test Guide (FTG) [8] verwiesen. Dieser enthält detaillierte Informationen, wie die einzelnen Manöver durchzuführen sind. [17]

Da sich Luftfahrzeuge hinsichtlich ihrer Bauform, Abflugmasse, Nutzung, Antriebsart und weiterer Merkmale stark voneinander unterscheiden können, ist es nicht möglich, für alle Luftfahrzeuge einheitliche Richtlinien und Standards für deren Bau, Zulassung und Betrieb zu erlassen. Daher wird eine Kategorisierung der verschiedenen Luftfahrzeugtypen vorgenommen. Insgesamt unterscheidet die EASA bei den Bauvorschriften elf Kategorien [4]. Für den Verbund DekoM ist insbesondere die reorganisierte Bauvorschrift für leichte Motorflugzeuge, die Certification Specification for Normal-Category Aeroplanes (CS-23) vom

29. März 2017 von Interesse. Sie trat mit Wirkung zum 15. August 2017 in Kraft und adressiert Flugzeuge mit bis zu 19 Passagieren sowie einer maximalen Abflugmasse unter 8618 kg (19.000 lbs) [9] [10].

Die Vielfalt an Flugzeugen in dieser Kategorie hinsichtlich der Leistungsfähigkeit, Komplexität, eingesetzten Technologie und des beabsichtigten Einsatzzwecks ist sehr groß, so dass ursprünglich drei Bauvorschriften in Frage kamen (siehe Abbildung 6.2): die CS-LSA für leichte Sportflugzeuge (Light Sport Aeroplanes), die CS-VLA für Ultraleichtflugzeuge (Very Light Aeroplanes) und die CS-23. Es ist zu erkennen, dass die einzelnen Bauvorschriften primär durch das Gewicht, die Passagieranzahl und den Antriebstyp definiert wurden. [7]

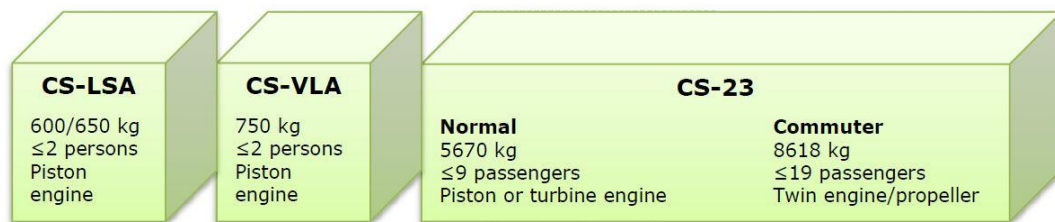


Abbildung 6.2: Ursprüngliche Bauvorschriften für Flugzeuge mit einer maximalen Abflugmasse bis zu 8618 kg [7]

Die Kriterien haben sich lange Zeit bewährt, da es eine klare Verbindung zwischen dem Gewicht und Antrieb eines Flugzeugs und seiner zugehörigen Leistung und Komplexität gab. Aufgrund von technischen Innovationen und Weiterentwicklungen ist diese Beziehung heutzutage jedoch teilweise nicht mehr zutreffen. Hinzu kommt, dass der Einsatz von neuen Materialien, Avioniksystemen und Software rapide zunimmt mit der Konsequenz, dass die notwendigen Anpassungen in den Vorschriften nicht gleichermaßen zügig erfolgen können.

Um auch neuartige Flugzeugentwürfe berücksichtigen zu können, wurde eine neue Klassifizierung vorgenommen, bei der das technische und betriebliche Potenzial der Flugzeuge, wie z.B. die Überziehgeschwindigkeit oder der VFR-/IFR-Betrieb, in den Vordergrund gerückt wird. Dieses stellt den tatsächlichen technischen Treiber für die spezifischen Anforderungen dar. Das Ergebnis ist eine vollkommen überarbeitete CS-23, welche objektive Anforderungen unabhängig vom Design beinhaltet und die gesamte Flugzeugpalette der ursprünglichen CS-23 abdeckt. So ist beispielsweise nicht mehr von „Kraftstoffsystemen“ die Rede, sondern allgemein von „Energiesystemen“, um auch zukünftige elektrische Antriebe einzusetzen. Wie Abbildung 6.3 zeigt, wurden sämtliche designspezifischen Anforderungen in akzeptierte Airworthiness Design Standards (ADS) überführt von der Standardisierungsorganisation ASTM International (ursprünglich American Society for Testing and Materials) als Industriestandards bzw. ASTM-Standards veröffentlicht. Diese „Consensus Standards“ stehen für eine Vielzahl technischer Bereiche zur Verfügung. Wenn möglich, enthalten diese auch Anforderungen aus der CS-VLA (grüner Kasten), um einfachere, aber angemessene Mittel für „einfache VLA“-Flugzeuge bereitzustellen. In bestimmten Bereichen sind die Anforderungen von CS-VLA und CS-23 ähnlich und daher in den grünen/hellgelben Kästen enthalten.

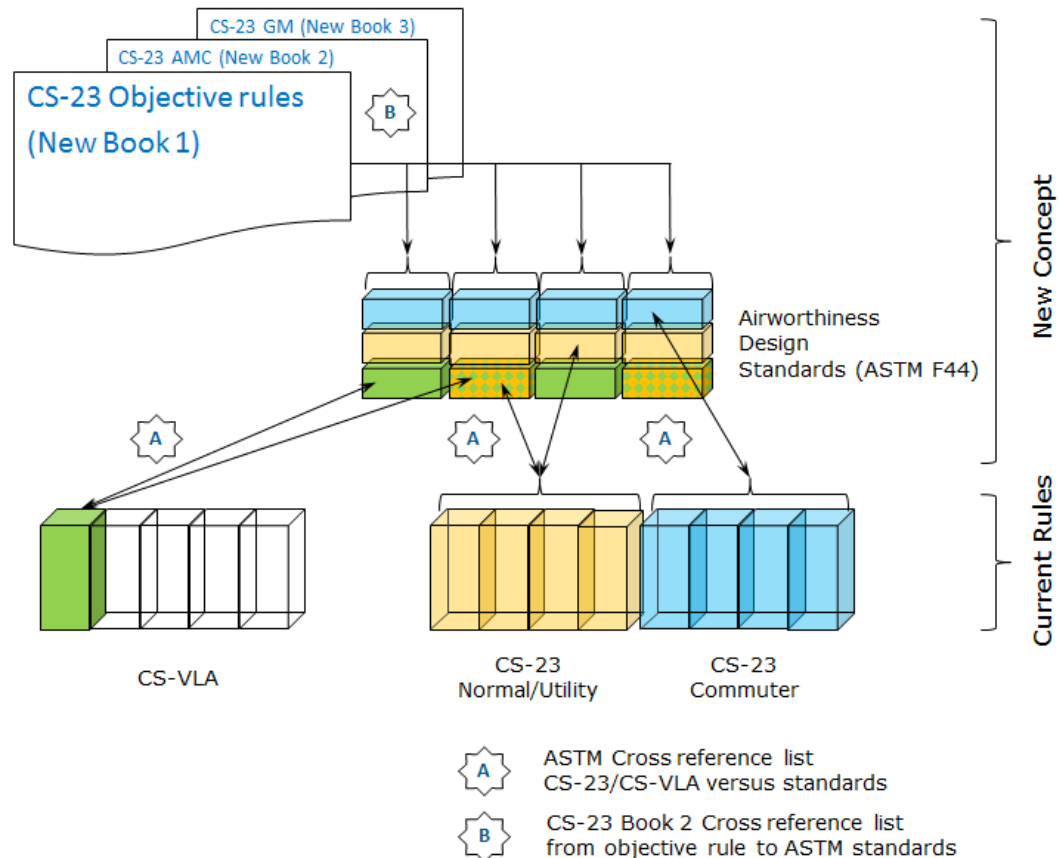


Abbildung 6.3: Reorganisation der CS-23 [7]

Die reorganisierte CS-23 besteht nun nicht mehr aus zwei sondern aus drei Büchern (Books): In Buch 1 (Book 1) sind die neuen objektiven Regeln enthalten, die von der Intention der ursprünglichen Anforderungen abgeleitet sind. Buch 2 (Book 2) stellt die AMC dar und beinhaltet eine Auflistung der ASTM-Standards, die als anerkannte Standards für den Nachweis der Einhaltung der objektiven Regeln angewendet werden können. Eine Auflistung dieser Standards in Tabelle A.1 im Anhang enthalten. Falls referenzierte Standards nicht für den gesamten Inhalt eines Standards anerkannt sind, so werden Abweichungen von diesem Standards dort zusätzlich aufgelistet (z.B. Verweise auf Paragraphen bisheriger CS). In Buch 3 (Book 3) ist das GM enthalten. [7]

Zur Harmonisierung des Zulassungsprozesses zwischen der EASA und der Federal Aviation Administration (FAA) in den USA erfolgte die Reorganisation der CS-23 in enger Abstimmung beider Institutionen. Das entsprechende Pendant ist der Part 23 des Title 14 Code of Federal Regulations (14 CFR), welcher ebenfalls überarbeitet wurde [10]. Die AMC der EASA werden von der FAA als Advisory Circulars (AC) herausgegeben [17]. Aufgrund des hohen Abstraktionsgrades der objektiven Anforderungen gilt die neue CS-23 nun auch für Flugzeuge der CS-VLA-Kategorie, die damit obsolet geworden ist. Die CS-LSA hingegen ist kein Bestandteil der neuen CS-23. Dies liegt daran, dass diese Flugzeugkategorie in den USA ein völlig anders organisierter und deregulierter Bereich der Luftfahrt ist und eine Verschmelzung mit der zertifizierten CS-23 als zu kontrovers angesehen wird. [7]

Eine Differenzierung zwischen den verschiedenen Flugzeugen innerhalb der CS-23 und AMC erfolgt über vier Zulassungslevels (Aeroplane Certification Levels). Diese sind [9]:

- Level 1: Flugzeuge mit 0 bis 1 Passagier(en) ohne Pilot(en)
- Level 2: Flugzeuge mit 2 und 6 Passagieren ohne Pilot(en)
- Level 3: Flugzeuge mit 7 und 9 Passagieren ohne Pilot(en)
- Level 4: Flugzeuge mit 10 und 19 Passagieren ohne Pilot(en)

Zusätzlich wurden die folgenden zwei Leistungslevels (Aeroplane Performance Levels) eingeführt [9]:

- Low speed: Flugzeuge mit V_{NO} oder $V_{MO} \leq 250$ kts (KCAS) oder $M_{MO} \leq 0,6$
- High speed: Flugzeuge mit V_{NO} oder $V_{MO} > 250$ kts (KCAS) oder $M_{MO} > 0,6$

Soweit nicht anders angegeben, beziehen sich alle weiteren Ausführungen auf die reorganisierte CS-23, Amendment 5 vom 29. März 2017 [9] und den AMC, Issue 1 vom 20. Dezember 2017 [6].

Betrachtete Luftfahrzeuge

Die im Rahmen von DekoM betrachtete Messtechnik ist primär für den Einsatz in Kleinflugzeugen gedacht. Aus diesem Grund und um die Menge der Anforderungen an die Flugerprobung und Messtechnik sowie deren Komplexität auf ein sinnvolles Maß zu beschränken, konzentrierten sich sämtliche nachfolgenden Untersuchungen und Entwicklungen auf Kleinflugzeuge mit diesen Eigenschaften:

- Einmotoriges Landflugzeug mit Kolbenmotor
- Zulassungslevels gemäß CS-23: 1 und 2
- Leistungslevels gemäß CS-23: Low speed
- Maximale Abflugmasse: ≤ 2722 kg
- Überziehggeschwindigkeit: ≤ 61 kts
- Meteorologische Bedingungen: Tag-VFR und Nacht-VFR
- Flughöhe: ≤ 25.000 ft
- Keine Druckkabine
- Kein Kunstflug
- Kein Flug unter Vereisungsbedingungen

Nach dem ASTM-Standard F3061/F3061M-17 [1] stellen derartige Flugzeuge eine Untermenge der durch die folgenden Aircraft Type Codes (ATC) definierten Luftfahrzeuge dar: 1|2 S R L|M L D|N L N.

Zur Definition des ATC werden sowohl die technischen Überlegungen zur Konstruktion des Luftfahrzeugs als auch die Lufttüchtigkeitsstufe berücksichtigt, die auf der Grundlage von risikobasierten Kriterien festgelegt wurde. Wie Abbildung 6.4 dargestellt ist, wird der ATC durch eine alphanumerische Zeichenkette ausgedrückt. Details können dem zuvor erwähnten ASTM-Standard entnommen werden.

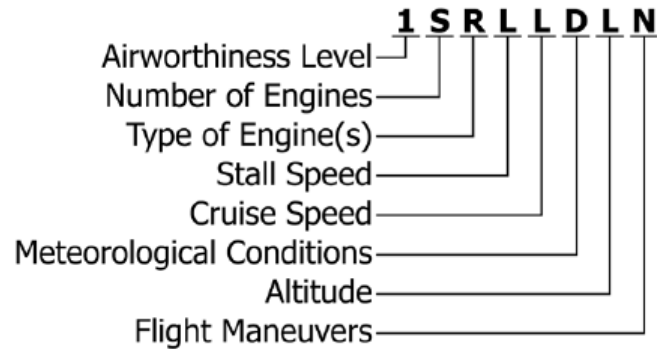


Abbildung 6.4: Definition des Aircraft Type Code [1]

Darüber hinaus lag der Fokus auf der Flugerprobung der Basisflugzeuge, d.h. Flugzeuge ohne spezielle Ausrüstung und Sonderkonfigurationen. Daher fanden im Weiteren die folgenden Systeme und Konfigurationen keine Berücksichtigung:

- Avionik-, Kommunikations- und Navigationssysteme (Avionics, Communication and Navigation Systems)
- Autopilotensystem (Automatic Pilot System)
- Hilfstriebwerk (Auxiliary Power Unit)
- Kraftstoffablasssystem (Fuel Jettisoning System)
- (Automatic) Propeller Feathering System
- Takeoff Warning System
- Stability Augmentation System
- Artificial Stall Barrier System
- Canard- und Tandemflügel-Konfiguration

6.1.2 Kategorisierung und Identifizierung zulassungsrelevanter Testpunkte

Aus den gültigen Bauvorschriften, dem Begleitmaterial und den Industriestandards lässt sich eine Vielzahl relevanter Testpunkte für die Flugerprobung von Kleinflugzeugen ableiten. Diese lauten zusammengefasst:

- Stall Performance: Stalling Speed
- Takeoff Performance: Takeoff Speed; Ground Roll; Takeoff Distance
- Climb Performance – All Engines Operating: (Steady) Gradient of Climb
- En-Route Climb/Descent Performance: Steady Gradient of Climb; Steady Rate of Climb
- Glide Performance: Glide Distance; Glide Speed
- Landing Performance: Reference Landing Approach Speed; Landing Distance; Steady Approach Gradient; Safe Transition to Balked Landing Conditions
- Balked Landing Performance: Steady Climb Gradient; Level Flight
- Flight Characteristics: Control Forces; Longitudinal, Directional and Lateral Control; Control during Landings; Elevator Control Force in Maneuvers; Rate of Roll
- Trim: Lateral and Directional Trim; Longitudinal Trim
- Stability: Static Longitudinal Stability; Static Directional and Lateral Stability; Dynamic Stability

- Low Speed Characteristics: Wings-Level Stall; Turning Flight and Accelerated Turning Stalls; Departure Characteristics; Spinning; Stall Warning
- Ground and Water Handling Characteristics: Longitudinal Stability and Control; Directional Stability and Control; Operation on Unpaved Runways
- Miscellaneous Flight Requirements: Vibration and Buffeting; High Speed Characteristics
- Aeroelasticity: Flutter
- Control Systems: Flight Controls; Trim Systems; Operation Tests; Spring Devices; Cable Systems; Wing Flap Controls; Flap Interconnection
- Landing Gear: Landing Gear Extension and Retraction System; Brakes
- Personnel and Cargo Accommodations: Pilot Compartment View; Ventilation
- Powerplant: Powerplant Operating Characteristics; Negative Acceleration; Cooling; Engine Starting and Stopping; Induction System Icing Protection
- Propeller: Propeller Speed and Pitch Limits
- Fuel System: Unusable Fuel Supply; Fuel Flow (General); Fuel Flow (Multiple Fuel Tanks); Hot Weather Operation
- Instrumentation: Airspeed Indicating System; Static Pressure System
- Operating Limitations and Information: Minimum Flight Crew; Maximum Operating Altitude

Eine vollständige Liste der Testkategorien und -punkte kann Tabelle A.2 im Anhang entnommen werden.

6.1.3 Anforderungen an die Messtechnik auf Basis zulassungsrelevanter Testpunkte

Unter Verwendung der zuvor ermittelten zulassungsrelevanten Testpunkte konnten in einem nächsten Schritt die Anforderungen an die einzusetzende Messtechnik bzw. Sensorik hinsichtlich der zu erfassenden Parameter im Rahmen der Flugerprobung von Kleinflugzeugen aufgestellt werden.

Konfiguration

Die einem Testpunkt zugeordneten Manöver müssen in der Regel in verschiedenen Konfigurationen geflogen werden, woraus sich dann eine Vielzahl an tatsächlich durchzuführenden Flugversuchen ergibt. Daher ist grundsätzlich für alle Manöver die Erfassung der allgemeinen Flugkonfiguration sehr sinnvoll, um Verwechslungen zu vermeiden, eine eindeutige Zuordnung zum Versuchsplan zu erhalten und die Auswertung teilautomatisieren zu können. Zur Konfiguration gehören:

- Aktuelle Masse
- Schwerpunktlage
- Fluggeschwindigkeit
- Stellung der Landeklappen
- Stellung der Bremsklappen
- Position des Fahrwerks
- Leistungseinstellung des Triebwerks (ggf. auch Drehzahl)

Primäre und sekundäre Parameter

Wird Messtechnik in der Flugerprobung eingesetzt, so wird bei den zu erfassenden Parametern zwischen unbedingt erforderlichen Messgrößen, den primären Parametern, und wünschenswerten Größen, den sekundären Parametern, unterschieden. Letztere vereinfachen die Auswertung erheblich und dienen der genaueren Bestimmung von signifikanten Zuständen. Die Umgebungsbedingungen (Temperatur, Luftdruck) werden zusätzlich bei jedem Manöver erfasst. Neben den testpunkt- bzw. manöverspezifischen Parametern kommen noch allgemeine Parameter, die nicht über Sensoren sinnvoll erfasst werden können. Diese müssen vom Hersteller zur Verfügung gestellt und zu jedem Flug separat aufgenommen und dokumentiert werden. Dazu gehören zum einen der Beladungszustand (Schwerpunktlage und Abflug-/Landemasse) und zum anderen Umbauten und Änderungen am Flugzeug (z.B. maximale Steuerausschläge).

Zur Nachweiserbringung kann ein zu einem Testpunkt gehörendes Manöver (mit einer bestimmten Konfiguration) prinzipiell nach verschiedenen anerkannten Verfahren erfolgen werden. Abhängig vom zu ausgewählten Verfahren und der zur Verfügung stehenden Messtechnik müssen unterschiedliche Parameter erfasst und dokumentiert werden. Dazu zählen unter anderem:

- Position
- Statischer und dynamischer Druck
- Anstell- und Schiebewinkel
- Lagewinkel
- Translatorische Geschwindigkeiten
- Nick-, Roll- und Giergeschwindigkeit
- Längs-, Quer- und Vertikalbeschleunigung
- Lufttemperatur
- Quer-, Höhen- und Seitenruderausschlag
- Stellung des Leistungshebels
- Steuereingaben und -kräfte

Die folgenden Einzelmessgrößen werden dabei zu Gruppen zusammengefasst:

- Luftdaten (Berechnung von Fluggeschwindigkeit, barometrischer Höhe, Dichtehöhe, Steig- und Sinkgeschwindigkeit, statischer Temperatur):
 - Statischer Druck
 - Dynamischer Druck
 - Lufttemperatur
- Inertialdaten:
 - Lagewinkel
 - Beschleunigungen (drei Achsen)
 - Drehraten (drei Achsen)
- Bahnbewegung:
 - Translatorischen Geschwindigkeiten gegenüber der Erde (drei Achsen)

Zuordnung der Parameter zu den zulassungsrelevanten Testpunkten

Um die Anforderungen an die Sensoren des Messsystems aufstellen zu können, wurden jedem erforderlichen Testpunkt die notwendigen Einzelmessgrößen und/oder Gruppen als primäre bzw. sekundäre Parameter zugeordnet. Daraus ergibt sich dann, welche Sensoren bei der Flugerprobung im Rahmen der Zulassung von Kleinflugzeugen benötigt werden und das Messsystem entsprechend zur Verfügung stellen muss. Zur Messung der Stall Speed beispielsweise bilden der dynamische Druck sowie der Höhenruderausschlag die primären Parameter, während die Lagewinkel, der Anstell- und Schiebewinkel sekundäre Parameter sind.

Für einige Testpunkte erfolgt eine Beurteilung unmittelbar durch den Testpiloten bzw. Testingenieur, so dass für diese keine zusätzliche Messtechnik erforderlich ist. Für diesen Fall bietet sich beispielsweise die Cooper-Harper-Skala [5] an, mit welcher die Handlungseigenschaften von Luftfahrzeugen bei der Durchführung einer Aufgabe während eines Flugtests subjektiv bewertet werden kann. Die Skala reicht von 1 bis 10, wobei 1 die besten und 10 die schlechtesten Handlungseigenschaften angibt (siehe Abbildung 6.5).

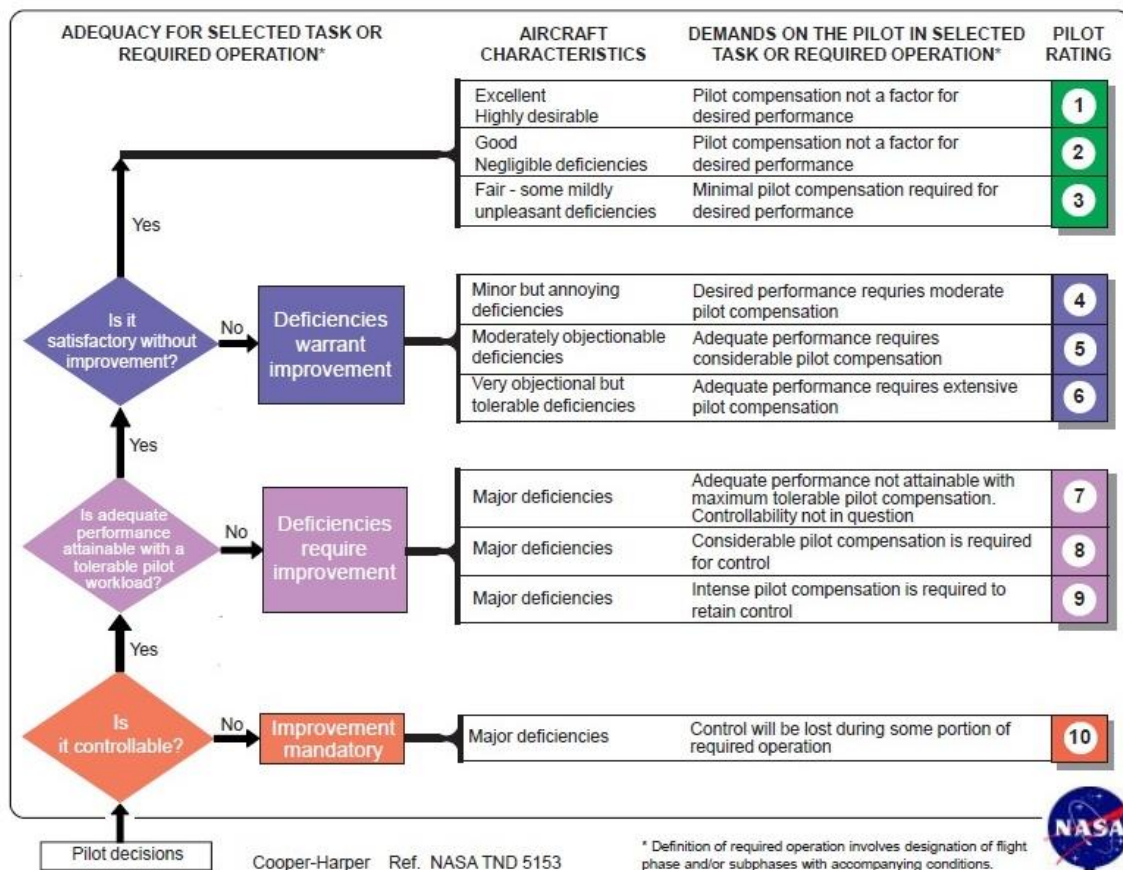


Abbildung 6.5: Cooper-Harper-Skala zur subjektiven Bewertung der Handlungseigenschaften von Luftfahrzeugen

Die vollständige Liste der wesentlichen Parameter ist ebenfalls in Tabelle A.2 im Anhang zu finden.

6.1.4 Ableitung der Systemanforderungen

Das Ziel der Systementwicklung im Rahmen von DekoM bestand darin die Flexibilität und Effizienz in der Flugerprobung zu steigern und eine Reduzierung der Erprobungsdauer zu erreichen. Den Ausgangspunkt bildete dabei das bereits vor Beginn des Verbundvorhabens zur Verfügung stehende Messsystem der Firma messWERK. Unter Verfolgung eines dezentralisierten busbasierten Ansatzes sollten zunächst die in einer Ist-Analyse identifizierten Schwachstellen und Nachteile (in der Nutzung) eliminiert und in einem weiteren Schritt neuartige Funktionen integriert werden. Neben den technischen Aspekten wurde auch der Prozess eines Flugerprobungsprojektes betrachtet und eine Verbesserung angestrebt. Zwar lässt sich – insbesondere aufgrund der gleichbleibenden rechtlichen Rahmenbedingungen – der grundlegende Ablauf eines Projektes zur Flugerprobung von Kleinflugzeugen nicht ändern; da heutzutage jedoch viele Tätigkeiten und Aufgaben manuell durchgeführt und abgearbeitet werden, bietet der Einsatz eines zusätzlichen Assistenzsystems großes Potential. Das Assistenzsystem könnte messWERK, dem Kunden bzw. Flugzeughersteller sowie dem Testpiloten nicht nur bei der Planung, Auswertung und Nachbereitung der diversen Flug- und Bodenversuche hilfreich sein, sondern auch während der eigentlichen Flugdurchführung intensiv unterstützen und zu einer Arbeitserleichterung führen.

Bevor die Systemanforderungen Gegenstand der Betrachtung sind, wird im Anschluss an die Präsentation der Ergebnisse der Ist-Analyse daher zunächst ein möglicher zukünftiger Ablauf eines Flugerprobungsprojektes visualisiert.

Ergebnisse der Ist-Analyse

Die Ist-Analyse hat unter anderem ergeben, dass das bisher eingesetzte System mit seinem zentralen Messrechner zwar einen einfachen Aufbau besitzt und auch eine einfache Inbetriebnahme ermöglicht, es aufgrund der langen Kabel und Schläuche aber häufig zu Signalverlusten und Störungen kommt. Darüber hinaus müssen viele Kabel verlegt werden, oft von gleicher Position ausgehend, was zum einen aufwendig ist und zum anderen zu einer unüberschaubaren Kabelmenge am Messrechner führt. Zudem muss die gesamte Messkette vor Ort beim Kunden kalibriert werden, so dass diesbzgl. nur wenige Vorarbeiten im Labor erledigt werden können. Auch der Neubau von Kabel und Steckern vor Ort ist sehr aufwändig und zeitraubend.

Die Daten der analogen Sensoren weisen eine gute zeitliche Synchronisierung auf; eine zeitliche Synchronisierung der primären Daten ist nicht erforderlich – hier ist ggf. nur eine rudimentäre Synchronisierung von Triebwerksdaten offline notwendig, wenn nur Rohdaten digital aufgezeichnet werden. Im ursprünglichen System ist keine Korrektur der Statikdrücke nötig, da sich alle Drucksensoren am gleichen Ort befinden. Die langen Schläuche führen allerdings zu einer sehr großen Dämpfung bei pneumatischen Messungen.

Die Flug- und Bodenversuche werden in der Regel von nur einem Testpiloten durchgeführt, der in dieser Zeit einer sehr hohen und lang andauernden Arbeitsbelastung ausgesetzt ist. Zum einen muss er eine Vielzahl an Manövern entsprechend der Vorgaben in den zugrunde liegenden Bau- und Zulassungsvorschriften absolvieren; zum anderen wird von ihm verlangt, Flugversuchsprotokolle auszufüllen und „Events“ zu triggern, um eine Zuordnung von Manövern und Messdaten sicherzustellen. Allerdings zeigt die Erfahrung, dass diese

Protokolle unter Flugversuchsbedingungen oftmals vernachlässigt, d.h. nur lückenhaft oder sogar fehlerhaft ausgefüllt werden. Eine Rekonstruktion der Daten zu einem späteren Zeitpunkt ist oft nur mit hohem Aufwand möglich. Außerdem müssen Schwerpunktlagen und Gewichtsangaben häufig nachgefragt werden, was die Auswertung zusätzlich erschwert.

Zukünftiger Ablauf eines Flugerprobungsprojektes

Wie Abbildung 6.6 zu entnehmen ist, gliedert sich ein Projekt zur Flugerprobung von Kleinflugzeugen hinsichtlich seines möglichen zukünftigen Ablaufs in die vier Blöcke

- „Planung & Vorbereitung“,
- „Durchführung“,
- „Nachbereitung & Abschluss“ sowie
- „Flugzeugentwicklung & Koordination“.

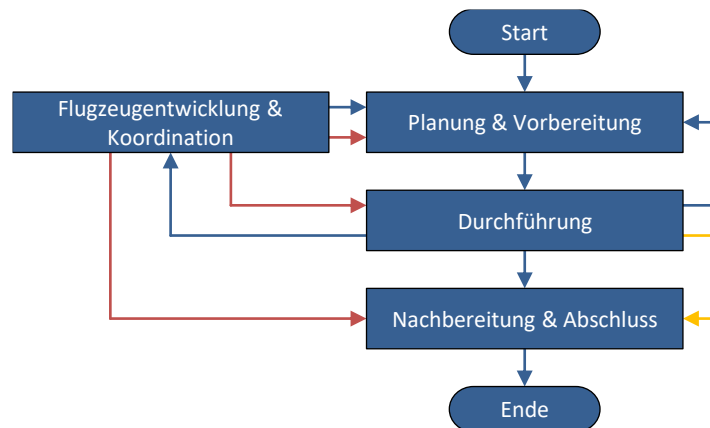


Abbildung 6.6: Zukünftiger Ablauf – Übersicht

Während die Planung und Vorbereitung sowie die Nachbereitung und der Abschluss des Projektes in der Regel hauptsächlich durch messWERK erfolgt, liegt die Flugzeugentwicklung und Projektkoordination vollständig im Aufgabenbereich des Kunden bzw. Flugzeugherstellers. An der Durchführung sind sowohl messWERK als auch der Kunde/Flugzeughersteller beteiligt, wobei der Kunde/Flugzeughersteller – unter Umständen unterstützt durch einen externen Testpiloten – zumeist die Vielzahl der Boden- und Flugversuche absolviert und messWERK deren Auswertung übernimmt.

Für sämtliche Blöcke gilt, dass die Systemgrenze eines Blocks durch einen hellblauen Hintergrund dargestellt wird. Die durchzuführenden Aktionen werden durch dunkelblaue Rechtecke, Dokumente durch rote Formen und Daten durch gelbe Parallelogramme repräsentiert. Für Verzweigungen bzw. Entscheidungen werden dunkelblaue Rauten verwendet. Verknüpfungen zwischen zwei verschiedenen Blöcken werden durch dunkelblaue Linien illustriert, die über jeweilige Systemgrenze hinausragen. Die Buchstaben in den dunkelblauen, abgerundeten Rechtecken dienen dabei der Zuordnung; über Pfeile wird die entsprechende Richtung – eingehend oder ausgehend – festgelegt. Die Visualisierung von ein- und ausgehende Dokumente und Daten erfolgt mittels roten bzw. gelben Linien.

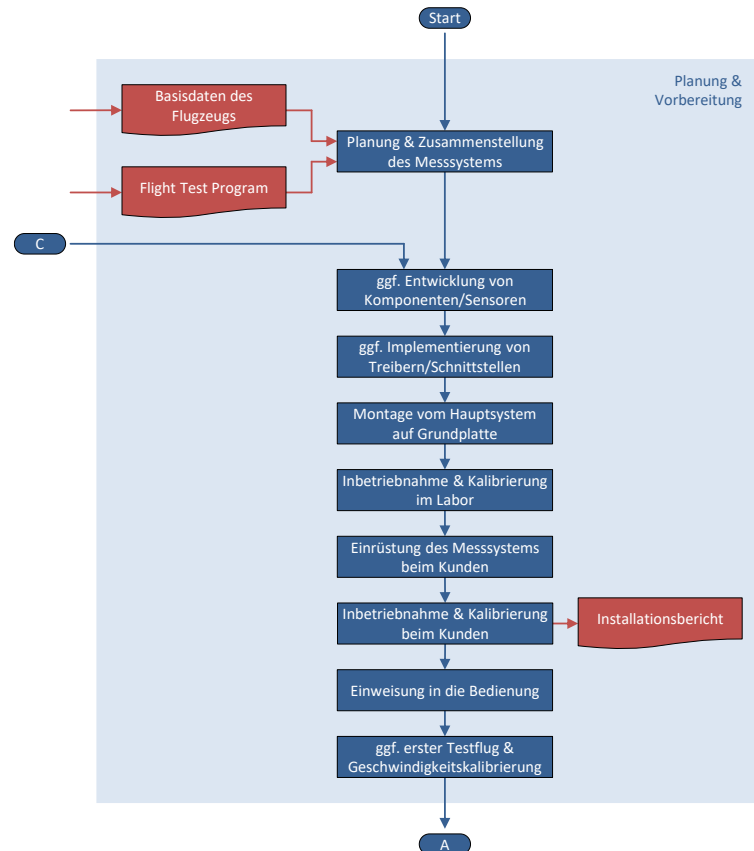


Abbildung 6.7: Zukünftiger Ablauf – Planung und Vorbereitung

Die Planung und Vorbereitung der Flugtestaktivitäten findet im Block „Planung & Vorbereitung“ (siehe Abbildung 6.7) statt. Auf Basis der Flugzeugdaten und des Flight Test Program wird das Messsystem zusammengestellt; falls erforderlich, sind vorab weitere Messkomponente/Sensoren zu entwickeln und Treiber/Schnittstellen zu implementieren. Vor der Einrüstung des Systems beim Kunden erfolgt üblich eine Inbetriebnahme und Kalibrierung der einzelnen Sensoren im Labor. Die vor-Ort-Inbetriebnahme und -Kalibrierung schließt mit einem Installationsbericht ab. Unter Umständen werden auch ein erster Testflug und eine Geschwindigkeitskalibrierung durchgeführt.

Der Ablauf der eigentlichen Flugerprobung wird im Block „Durchführung“ (siehe Abbildung 6.8) dargestellt. Grundlage bildet auch hier das Flight Test Program. Dieses beinhaltet sämtliche zu absolvierenden und mit der entsprechenden Zulassungsbehörde abgestimmten Flüge inklusive deren Reihenfolge. Für jeden einzelnen Flug wird eine sogenannte Flight Test Order erstellt, in der unter anderem die Reihenfolge der abzufliegenden Testpunkte festgehalten ist. Für jeden Testpunkt gibt es wiederum eine separate Flight Test Card, die in der Regel mehrere zu erfliegende Manöver mit unterschiedlicher Konfiguration enthält.

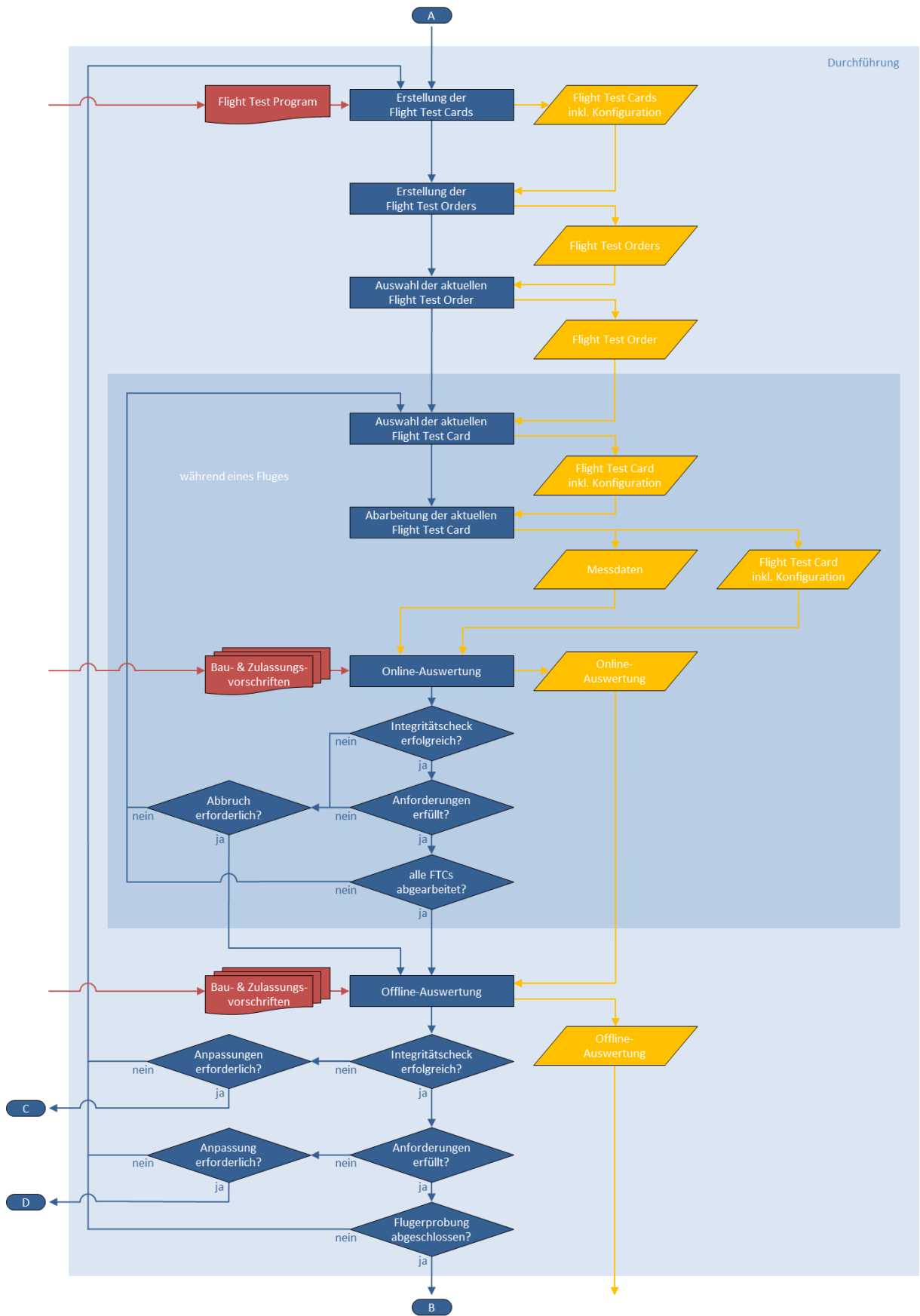


Abbildung 6.8: Zukünftiger Ablauf – Durchführung

Neben dem hellblauen Rechteck im Hintergrund, welches seine Systemgrenze darstellt, verfügt dieser Block über ein inneres, mittelblaues Rechteck. Dieses Rechteck umfasst sämtliche Aktionen, die während eines einzelnen „Fluges“ im Rahmen der Flugerprobung zu absolvieren sind. Abhängig von den abzuarbeitenden Flight Test Cards der aktuellen Flight Test Order kann ein derartiger „Flug“ dabei sowohl in der Luft als auch am Boden stattfinden. Sämtliche geflogenen Manöver werden bereits während des „Fluges“ ausgewertet. Bei dieser Online-Auswertung wird unter anderem überprüft, ob die Anforderungen aus den Bau- und Zulassungsvorschriften hinsichtlich der Durchführung der jeweiligen Manöver erfüllt wurden. Auch die Güte des geflogenen Manövers könnte berechnet und an den Testpilot zur Verfügung gestellt werden, so dass er ggf. ein Manöver wiederholen kann, falls es nicht den geforderten Anforderungen entspricht. Die Aktionen über und unter dem inneren, mittelblauen Rechteck finden vor bzw. nach dem eigentlichen „Flug“ statt und beinhalten unter anderem die Auswertung aller gemessenen Daten im Post-Processing.

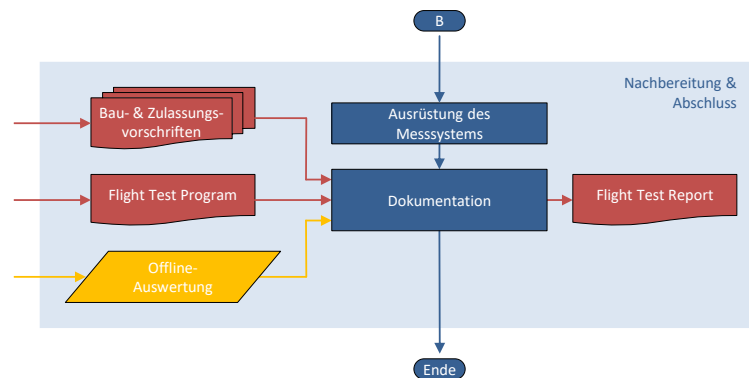


Abbildung 6.9: Zukünftiger Ablauf – Nachbereitung und Abschluss

Der Block „Nachbereitung & Abschluss“ (siehe Abbildung 6.9) kommt am Ende eines Flugerprobungsprojektes zum Einsatz. Er beinhaltet die Ausrüstung des Messsystems sowie die Erstellung eines Flight Test Report, ein Bericht mit allen Flugtestaktivitäten und Ergebnissen.

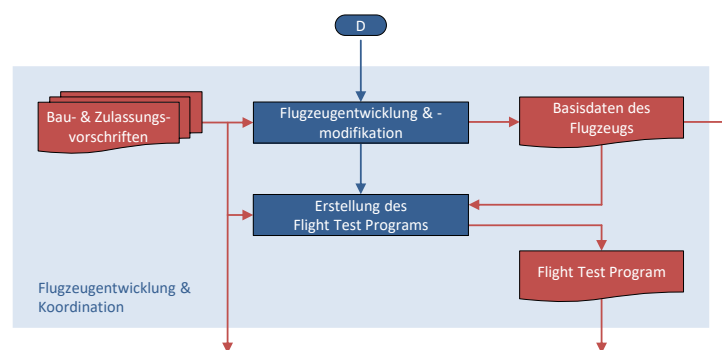


Abbildung 6.10: Zukünftiger Ablauf – Flugzeugentwicklung und Koordination

Der Block „Flugzeugentwicklung & Koordination“ (siehe Abbildung 6.10) beinhaltet die Flugzeugentwicklung und Erstellung des Flight Test Program, welches zusammen mit den Basisdaten des Flugzeugs sowie den Bau- und Zulassungsvorschriften ein grundlegendes

Dokument für die Durchführung der Flugerprobung darstellt. Zudem findet dieser Block Anwendung, wenn die Auswertung der Messdaten ergeben sollte, dass das zu zertifizierende Flugzeug die Anforderungen aus den Bau- und Zulassungsvorschriften nicht erfüllt. In diesem Fall sind kleinere oder auch größere Anpassungen am Flugzeugentwurf vorzunehmen und eine weitere Erprobung im Flug durchzuführen. Für die eigentlichen Aktivitäten im Rahmen der Flugerprobung ist dieser Block von untergeordneter Bedeutung.

Systemanforderungen

Basierend auf den zuvor erzielten Ergebnissen wurden funktionale und nicht-funktionale Systemanforderungen aufgestellt. Aus Gründen der Übersichtlichkeit zeigt die nachfolgende Tabelle 6.1 lediglich eine Zusammenfassung. Für die Tabelle wurde das System im Hinblick auf das geplante Systemdesign bereits in zwei Teilsysteme aufgeteilt: einerseits in das eigentliche Messsystem, dessen Grundlage das derzeit zum Einsatz kommende System darstellt, und andererseits in ein neuartiges Assistenzsystem, das bei der Planung, Durchführung, Auswertung und Nachbereitung der Flug- und Bodenversuche unterstützen soll. Neben einer eindeutigen Nummer und eines Namens ist in jeder Anforderung vermerkt, ob sich diese auf das Messsystem (MS), das Assistenzsystem (AS) oder auf beide bezieht.

Aufgrund des begrenzten Zeitrahmens erfolgte im Rahmen von DekoM lediglich eine teilweise Konzipierung und/oder Umsetzung der aufgestellten Anforderungen. Die Anforderungen, die zunächst zurückgestellt wurden, sind in der Tabelle ausgegraut gelistet.

Tabelle 6.1: Zusammenfassung der Systemanforderungen

Nummer	System	Name
REQ_S_0010	MS	Einbau von Komponenten
REQ_S_0020	MS	Handhabung von Messdaten unterschiedlicher Frequenzen
REQ_S_0030	MS	Digitalisierung von analogen Messdaten
REQ_S_0040	MS	Dekodierung von Daten
REQ_S_0050	MS	Speicherung von Daten
REQ_S_0060	MS	Übertragung von Daten
REQ_S_0070	MS	Zeitliche Synchronisierung von Daten
REQ_S_0080	MS, AS	Modifikationen am Flugzeug
REQ_S_0090	MS, AS	Modifikationen am Messsystem
REQ_S_0100	MS	Hinzufügen und Entfernen von Komponenten (Hot-Plugging)
REQ_S_0110	MS	Abfrage und Überprüfung der aktuellen Konfiguration des Messsystems (Autodiscovery)
REQ_S_0120	MS, AS	Steuerung und Überwachung des Messsystems

REQ_S_0130	AS	Verwaltung von Projektdaten
REQ_S_0140	AS	Verwaltung von Flugzeugdaten
REQ_S_0150	AS	Verwaltung der Konfiguration des Messsystems
REQ_S_0160	AS	Verwaltung der Konfiguration des Flugzeugs
REQ_S_0170	AS	Verwaltung von Planungsdaten
REQ_S_0180	AS	Verwaltung von Auswertungsdaten
REQ_S_0190	AS	Verwaltung von Metadaten
REQ_S_0200	AS	Aufzeichnung von Spracheingaben
REQ_S_0210	AS	Verknüpfung von Messdaten mit den Manövern
REQ_S_0220	AS	Verknüpfung der Konfiguration des Messsystems mit den Manövern
REQ_S_0230	AS	Verknüpfung der Konfiguration des Flugzeugs mit den Manövern
REQ_S_0240	AS	Verknüpfung von Metadaten mit den Manövern
REQ_S_0250	AS	Verknüpfung von Spracheingaben mit den Manövern
REQ_S_0260	MS, AS	Abfrage der aktuellen Konfiguration des Messsystems durch das Assistenzsystem
REQ_S_0270	MS, AS	Überwachung der aktuellen Konfiguration des Messsystems durch das Assistenzsystem (Health-Monitoring)
REQ_S_0280	MS, AS	Abgleich zwischen der Soll- und Ist-Konfiguration des Messsystems
REQ_S_0290	AS	Abgleich zwischen der Soll- und Ist-Konfiguration des Flugzeugs
REQ_S_0300	AS	Bestimmung der Konfiguration des Messsystems
REQ_S_0310	AS	Bereitstellung einer Installationscheckliste
REQ_S_0320	AS	Planung der Manöver
REQ_S_0330	AS	Manöverübersicht
REQ_S_0340	AS	Generierung der Flight Test Cards
REQ_S_0350	AS	Sortierung der Flight Test Cards und Manöver
REQ_S_0360	AS	Auswahl der aktuellen Flight Test Card bzw. des aktuellen Manövers
REQ_S_0370	AS	Bedienung des Systems

REQ_S_0380	AS	Führung durch die Manöver
REQ_S_0390	AS	Beginn und Ende eines Manövers
REQ_S_0400	AS	Bewertung der Manöver (Online-Auswertung)
REQ_S_0410	AS	Integritätsprüfung der Messdaten
REQ_S_0420	AS	Überwachung der Einhaltung von Randbedingungen
REQ_S_0430	AS	Auswertung der Flug- und Bodenversuche (Offline-Auswertung)
REQ_S_0440	AS	Schnittstellen zu externen Anwendungen zur Auswertung
REQ_S_0450	MS, AS	Import und Export von Daten
REQ_S_0460	AS	Datenaustausch mit dem Kunden
REQ_S_0470	AS	Suche in Datensätzen
REQ_S_0480	AS	Verwaltung von Belegzeiten der Messsystemkomponenten
REQ_S_0490	AS	Unterstützung bei der Dokumentation
REQ_S_0500	MS, AS	Kompakte Bauweise
REQ_S_0510	MS, AS	Energieeffizienz
REQ_S_0520	MS, AS	Luftfahrttauglichkeit
REQ_S_0530	MS	Wartung und Instandsetzung
REQ_S_0540	MS, AS	Skalierbarkeit
REQ_S_0550	MS, AS	Zuverlässigkeit
REQ_S_0560	MS, AS	Verfügbarkeit

6.1.5 Systemdesign

Basierend auf der Identifikation der zulassungsrelevanten Flugversuche sowie der Anforderungsanalyse wurde ein Konzept für das zukünftige Gesamtsystem entworfen. Das dabei entstandene Systemdesign bildete die Grundlage für die alle weiteren Überlegungen und Entwicklungen im Rahmen von DekoM. Der Entwurf sieht vor, dass sich das angestrebte Gesamtsystem grundsätzlich in zwei Teilsysteme untergliedert: das Messsystem zur Erfüllung der Messaufgabe sowie das Assistenzsystem, das bei der Planung, Durchführung und Auswertung der Flugversuche unterstützen soll (siehe Abbildung 6.11). Beide Teilsysteme werden in den folgenden Kapiteln näher vorgestellt. Allgemein gilt, dass die beiden Teilsysteme die strengen Randbedingungen der Flugerprobung von Kleinflugzeugen erfüllen müssen. Dazu zählen unter anderem Aspekte wie eine kompakte, energieeffiziente und luftfahrttaugliche Bauweise der einzelnen Komponenten sowie eine hohe Zuverlässigkeit

und Verfügbarkeit des Gesamtsystems (REQ_S_0500, REQ_S_0510, REQ_S_0520, REQ_S_0550, REQ_S_0560).

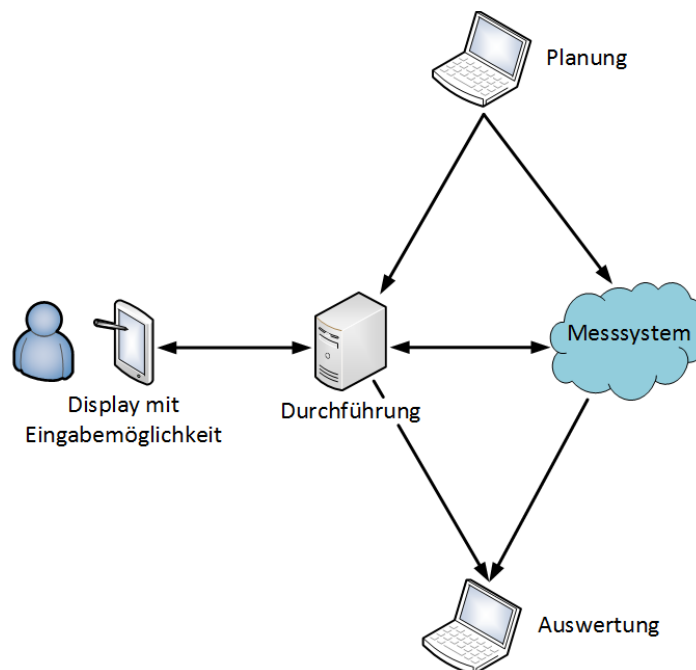


Abbildung 6.11: Überblick über das Gesamtsystem

Messsystem

Zu Projektbeginn war ein funktionsfähiges Messsystem bereits grundsätzlich vorhanden. Dieses bestand im Wesentlichen aus einem Datenerfassungsteil (Sensorik, etc.) sowie einem Datenverarbeitungsteil. Die zentrale Erfassungseinheit (messRECHNER) war dabei für die Entgegennahme sämtlicher Sensordaten und gegebenenfalls deren Umwandlung (z.B. analog → digital) zuständig. Auch die Zeitstempelung der Messdaten sowie die anschließende strukturierte und synchronisierte Speicherung der Daten erfolgte an dieser Stelle.

Im Rahmen von DekoM wurde das Ziel verfolgt, diese existierende monolithische Architektur schrittweise in ein verteiltes System zu überführen. Im Zuge dessen war es wichtig, zunächst die einzelnen Aufgaben und Funktionalitäten des Messsystems zu identifizieren und systematisch voneinander abzugrenzen, um sie anschließend in separate, spezialisierte Submodule auslagern zu können. Die modulare Unterteilung ließ sich dabei sowohl auf Software- als auch auf Hardwareebene vornehmen. Beispielsweise wurden Module vorgesehen, die die Analog-/Digitalwandlung in unmittelbarer räumlicher Nähe zu den Sensoren vornehmen können (REQ_S_0030). Dadurch erhoffte man sich, zum einen die Qualität der Messdaten erhöhen und zum anderen den Verkabelungsaufwand deutlich reduzieren zu können. Außerdem lässt sich durch die Modularisierung auch die Flexibilität bei der Wahl der Einbauorte vergrößern (REQ_S_0010).

Die wesentliche Herausforderung bei der Umsetzung eines so gestalteten modularen Aufbaus bestand in der sinnvollen Ausgestaltung der notwendigen Schnittstellen und Datenverbindungen zwischen den einzelnen Komponenten. Zu diesem Zweck wurde

entschieden zusätzlich auf ein Feldbus-System namens messBUS zurückzugreifen (REQ_S_0060). Dieses wurde bereits im Vorfeld der Projektlaufzeit als Kooperationsprojekt zwischen dem IFF und messWERK ins Leben gerufen und stand zu Projektbeginn ebenfalls in einer ersten Ausbaustufe zur Verfügung. Auch wenn die grundsätzliche Funktionalität bereits nachgewiesen worden war, mangelte es der damaligen Version an Flexibilität und Benutzerfreundlichkeit, um einen produktiven, umfangreichen Einsatz zu ermöglichen. Beispielsweise spielt bei der Bewertung der Anwendbarkeit die applikationsspezifische Konfigurierbarkeit des Systems eine entscheidende Rolle. Zu Projektbeginn ließ sich der messBUS lediglich statisch, d.h. in einer festen, a priori definierten Konfiguration verwenden – Änderungen an diesem Aufbau erforderten Expertenwissen und waren umständlich durchzuführen. Die Zielsetzung in DekoM war es deshalb, eine Vielzahl messBUS-kompatibler Komponenten zu entwickeln, welche sich anschließend beliebig und ohne größeren Konfigurationsaufwand miteinander kombinieren lassen. Dazu wurde geplant, entsprechende Ablaufsteuerungsprotokolle zu implementieren, welche Komfortfunktionen wie Hot-Plugging und Autodiscovery ermöglichen (REQ_S_0100, REQ_S_0110). Neben den Sensorkomponenten zur Datenerfassung und den bereits angesprochenen ADC-Komponenten kamen unter anderem auch spezialisierte Datenspeicherkomponenten in Frage, welche zusätzlich Funktionen wie die Synchronisation von Daten unterschiedlicher Frequenz bzw. deren Dekodierung übernehmen können (REQ_S_0020, REQ_S_0040, REQ_S_0050, REQ_S_0070).

Insgesamt bestand die Motivation darin, mit messBUS die Zusammenstellung des Messsystems erheblich zu vereinfachen. Voraussetzung dafür war unter anderem eine entsprechende Skalierbarkeit des Messsystems (REQ_S_0540). Außerdem erhoffte man sich durch einen hohen Grad der Modularität, sehr flexibel auf geänderte Kundenanforderungen oder auch auf etwaige Hardwaredefekte reagieren zu können (REQ_S_0080, REQ_S_0090). Aus diesem Grund spielten auch Aspekte wie Wartbarkeit und Wiederverwendbarkeit bei der Entwicklung eine große Rolle (REQ_S_0530).

Assistenzsystem

Um die Qualität der Datenerfassung sowie die Benutzerfreundlichkeit weiter zu erhöhen, wurde beschlossen, das Messsystem zusätzlich um ein umfangreiches Assistenzsystem zu ergänzen. Laut Systemdesign gliedert sich dieses wiederum in die drei Unterkomponenten Planung, Durchführung und Auswertung.

Planungsmodul

Die Aufgabe des Planungsmoduls ist es, die Flugversuche vorzubereiten und das Messsystem passend zur den ausgewählten Versuchen zusammenzustellen. Ein Ziel der Entwicklung war es zum Beispiel, alle grundsätzlichen Basis-Daten bezüglich Flugzeug und Flight Test Program an dieser Stelle zentral erfassen zu können. Verfolgt wurde eine Softwarelösung, welche es auf einfache Art und Weise ermöglicht, aus einem Katalog möglicher Flugmanöver die für die jeweilige Anwendung relevanten Manöver auszuwählen und so die Flugversuchskampagne zu planen (REQ_S_0320). Daneben sollte die Software in die Lage versetzt werden, anhand der Eingaben eine passende Konfiguration des Messsystems zusammenzustellen (REQ_S_0300). Dabei müssen insbesondere

Charakteristiken wie die erforderliche Messgenauigkeit mit den Eigenschaften der zur Verfügung stehenden Sensorik abgeglichen werden. Modifikationen sowohl am Flugzeug als auch am Messsystem während der Projektlaufzeit sollten ermöglicht werden und zudem entsprechend protokolliert werden können (REQ_S_0080, REQ_S_0090). Anhand der eingegebenen Flugzeugdaten und der ausgewählten Manöver muss die Software zudem in der Lage sein, die nötigen Flight Test Cards zu erstellen (REQ_S_0340) und eine sinnvolle, d.h. zeit- und kosteneffiziente Abfolge der Manöver vorzuschlagen. So ist es beispielsweise in der Regel ratsam, Manöver mit Sinkflug bzw. Steigflug abwechselnd auf einander folgen zu lassen, um so das benötigte Höhenband zu begrenzen, zusätzliche Sink-/Steigflüge zu vermeiden und somit die Gesamtflugzeit zu verkürzen. Parallel wurde in dem Konzept auch die Möglichkeit vorgesehen, manuelle Anpassungen vornehmen zu können (REQ_S_0350).

Des Weiteren ist es wichtig, dass auch eine Kurzbeschreibung der Flugversuche in dem Planungstool hinterlegt werden kann, die es dem Versuchspiloten erlaubt, sich auf die anstehenden Versuche vorzubereiten bzw. sich mit dem Flugprogramm vertraut zu machen (REQ_S_0320). Zu diesem Zweck lassen sich beispielsweise die jeweils relevanten Paragraphen der Bau- und Zulassungsvorschriften in dem Tool zitieren.

Schließlich wurde von Anfang an eine Exportfunktion für die Flight Test Cards und für Konfigurationsdateien des Messsystems geplant (REQ_S_0450) sowie die Möglichkeit, eine Installationscheckliste für das Messsystem automatisiert erzeugen zu lassen (REQ_S_0310). Die auf diese Weise erstellten Dateien stellen im dem Design zudem die Schnittstelle zu dem bordseitigen Teil des Assistenzsystems, dem Durchführungsmodul, dar.

Durchführungsmodul

Im Gegensatz zum Planungs- und Auswertemodul wurde entschieden, das Durchführungsmodul zusammen mit dem Messsystem in das Flugzeug einzurüsten. Der Zweck dieses Moduls ist es, den Piloten im Flug bei der Durchführung des Flugtestprogramms zu unterstützen, ihm zeitnah Rückmeldung über die Qualität der Messungen zu geben sowie im Fehlerfall auf Probleme der Messanlage hinzuweisen (Health-Monitoring).

Die Motivation bei diesem Teil des Designs war es, eine Möglichkeit zu schaffen, dem Testpiloten kurze, präzise Hinweise zu geben, welche Manöver jeweils als nächstes durchzuführen sind. In Betracht gezogen wurden zu diesem Zweck beispielsweise anschauliche Piktogramme oder Animationen und stichpunktartige Erläuterungen (REQ_S_0380). Der Pilot soll in dem zukünftigen Systemdesign selbstständig entscheiden können, ob er das vorgeschlagene Manöver starten oder zunächst überspringen möchte (REQ_S_0360). Im Entwurf festgehalten wurde zudem eine Möglichkeit, die Manöverdurchführung vorzeitig zu stoppen sowie sich eine Gesamtübersicht über die bereits absolvierten und noch offenen Manöver anzeigen zu lassen (REQ_S_0330, REQ_S_0390).

Das Systemdesign sieht zudem vor, dass das Durchführungsmodul über eine entsprechende Schnittstelle mit dem Messsystem verbunden ist. Der Pilot sollte mit Hilfe des Assistenzsystems in die Lage versetzt werden, die Messanlage steuern und überwachen (REQ_S_0120) zu können. Außerdem wurde geplant, dass mit Hilfe der Autodiscovery-Funktion ermittelte Ist-Konfiguration des Messsystems automatisiert abgefragt und mit der intern hinterlegten Soll-Konfiguration verglichen werden können soll (REQ_S_0280). Auf

diese Weise lassen sich auch Änderungen am Messsystem protokollieren. Des Weiteren ergibt sich daraus auch die Möglichkeit, die aktuelle Konfiguration bzw. Parametrierung des Gesamtsystems auf den Displays anschaulich darzustellen sowie im Fehlerfall durch entsprechende Anzeigen auf die Probleme hinzuweisen (REQ_S_0260, REQ_S_0270).

Von besonderer Bedeutung für das Assistenzsystem ist folglich die Mensch-Maschine-Schnittstelle zum Piloten. Es wurde entschieden, zu diesem Zweck Farbdisplays zur Anzeige und Visualisierung sowie komfortable Eingabemethoden (Button, Touch) miteinander zu kombinieren. Dies schloss auch die Aufzeichnung von Sprache, z.B. aktuelle Anmerkungen zu einem Manöver, ein (REQ_S_0200). Des Weiteren war es das Ziel, durch geschickt strukturierte Menüführung die Arbeitslast des Piloten zu senken (REQ_S_0370).

Durch die Funktionalität einer grundlegenden Auswertung der Messdaten während oder unmittelbar im Anschluss an die Manöver (Online-Auswertung) ermöglicht das Systemdesign, die Messung qualitativ bewerten zu können – beispielsweise unter Einbeziehung der in den Bau- und Zulassungsvorschriften enthaltenen Durchführungsvorgaben und Toleranzen oder anhand statistischer Kennzahlen (REQ_S_0400). Darüber hinaus zielte der Entwurf darauf ab, eine Überprüfung der Integrität der gemessenen Daten zu ermöglichen (REQ_S_0410). Falls also ein Manöver nur unzureichend genau durchgeführt wurde oder die Daten fehlerhaft sind, soll dieser Umstand gemäß Systemdesign detektiert und der Pilot darauf hingewiesen werden, so dass der Versuch wiederholt werden kann. Für komplexere Szenarien, deren Bewertung nicht automatisiert durchführbar ist, wurde vorgesehen, dass Plots der relevanten Größen für den Piloten dargestellt werden können. Dadurch wird dieser in die Lage versetzt selbstständig entscheiden zu können, ob der Versuch zu wiederholen ist oder nicht. Eine weitere geplante Funktionalität des Systems informiert den Piloten ebenfalls, sobald dieser im Vorhinein definierte Randbedingungen verletzt. Beispielsweise ist damit das Verlassen eines bestimmten Höhenbandes gemeint (REQ_S_0420).

Viele Größen, die für die Auswertung eine Rolle spielen, sind für den Piloten vergleichsweise schnell und unkompliziert zu erfassen, messtechnisch jedoch nur mit hohem Aufwand zu ermitteln (z. B. Passagierzahl, Abflugmasse, etc.). Traditionell wird versucht, diese Größen händisch durch entsprechende Flugversuchsprotokolle zu erfassen. Allerdings zeigt die Erfahrung, dass diese Protokolle unter Flugversuchsbedingungen oftmals vernachlässigt werden, d.h. nur lückenhaft ausgefüllt werden. Eine Rekonstruktion der Daten zu einem späteren Zeitpunkt ist oft nur mit hohem Aufwand möglich. Dieses Vorgehen erfordert zudem auch eine entsprechende Datenfusion der händisch erfassten Daten mit den automatisiert erfassten Daten im Nachgang der Flugversuche, was den Auswerteprozess zudem verlängert und fehleranfälliger macht. Aus diesen Gründen wurde im Rahmen der Konzeptionierung vorgesehen, dass das Durchführungsmodul den Piloten auch bei der Erfassung dieser Daten unterstützen bzw. ihn zu gegebenem Zeitpunkt an die Eingabe der entsprechenden Daten auffordern soll (REQ_S_160). So wurde festgehalten, dass eine Option zur Strukturierung der Menüführung des Flugversuchdurchführungsprogramms darin besteht, dass zwischen den einzelnen Flugmanövern entsprechende Eingabemasken angezeigt werden, welche ausgefüllt werden müssen, bevor zum nächsten Versuch übergegangen werden kann. Auf diese Weise wird die Vollständigkeit des erfassten Datensatzes sichergestellt und die Qualität der Daten insgesamt erhöht. Außerdem

ermöglicht dies auch die aktuelle Flugzeugkonfiguration mit der laut Manöverbeschreibung erforderlichen Konfiguration abzugleichen (REQ_S_0290).

Genau wie das Planungsmodul verfügt auch der Entwurf des Durchführungsmoduls über eine Datenexportfunktion. Damit wurde ein Weg geschaffen, die gesammelten Flugversuchsdaten mit Hilfe einer Speicherkarte bzw. eines USB-Sticks vom Flugzeug zum Auswerte-Rechner zu transportieren (REQ_S_0450).

Auswertemodul

Bei der Auswertung der Flugversuche kommt gemäß Systemdesign ein spezielles Auswertemodul zum Einsatz (REQ_S_0430). Dieses zeichnet sich unter anderem durch seine komfortablen Schnittstellen aus. Es wurde so konzipiert, dass sämtliche während der Flugversuche aufgezeichneten Daten auf einfache Art und Weise in das Auswertetool eingespeist werden können. Daneben wurde eine Möglichkeit vorgesehen, externe Werkzeuge wie z.B. Matlab einzubinden (REQ_S_0440). Zusammen mit den integrierten Auswerteroutinen ergibt sich somit die Möglichkeit, sämtliche Berechnungen zur Auswertung mit diesem Tool durchzuführen bzw. entsprechende Plots zu erstellen. Zusätzlich unterstützt das Auswertetool im Gesamtsystem auch die Dokumentation des Projektes (REQ_S_0490).

In vielen Fällen ist es zudem erforderlich die gesammelten Daten in andere Datenformate umzuwandeln (REQ_S_0450). Aus diesem Grund gehören zu den vorgesehenen Auswertefunktionen auch Down-Sampling-Algorithmen zur effizienten Reduzierung des Datensatzes, so dass die Daten auch mit einfachen Werkzeugen wie Microsoft Excel weiterverarbeitet werden können.

Datenhaltung und -management

Neben diesen grundsätzlichen Designentscheidungen wurden zu Projektbeginn auch Überlegungen bezüglich der Datenhaltungsschicht angestellt. Da mit Hilfe des Mess- und Assistenzsystem sehr viele unterschiedliche Daten gesammelt und diese an verschiedenen Stellen ausgewertet werden können sollen, kommt diesem Systemteil innerhalb des Gesamtdesigns eine besondere Bedeutung zu. Das entsprechende Konzept ist in Abbildung 6.12 schematisch dargestellt.

Aus dem oben erläuterten Systemdesign ergibt sich die Anforderung, dass es möglich sein muss, auf die gesammelten Daten von unterschiedlichen Orten aus zugreifen zu können. Während die Planung und Auswertung der Flugversuche üblicherweise an Büroarbeitsplätzen durchgeführt wird, befindet sich das Messsystem sowie das Durchführungsmodul des Assistenzsystems laut Systementwurf im Flugzeug. Wie weiterhin aus der Abbildung deutlich wird, kann auch inhaltlich zwischen den unterschiedlichen Datenarten unterschieden werden. Zu nennen ist an dieser Stelle zunächst die umfangreiche Datenbank aller verfügbarer Sensoren sowie aller infrage kommender Flugmanöver, welche laut Systementwurf von messWERK vorgehalten und gepflegt wird. Für den Kundeneinsatz muss daraus im Rahmen der Flugversuchsplanung eine kundenspezifische und im Umfang reduzierte Kopie erstellt werden. Diese wird anschließend während der Flugversuche im Flugzeug mitgeführt und um die gesammelten Messdaten bzw. Metadaten ergänzt. Hinzu kommen optional beispielsweise auch Multimedia-Daten wie Audio- oder Videoaufnahmen.

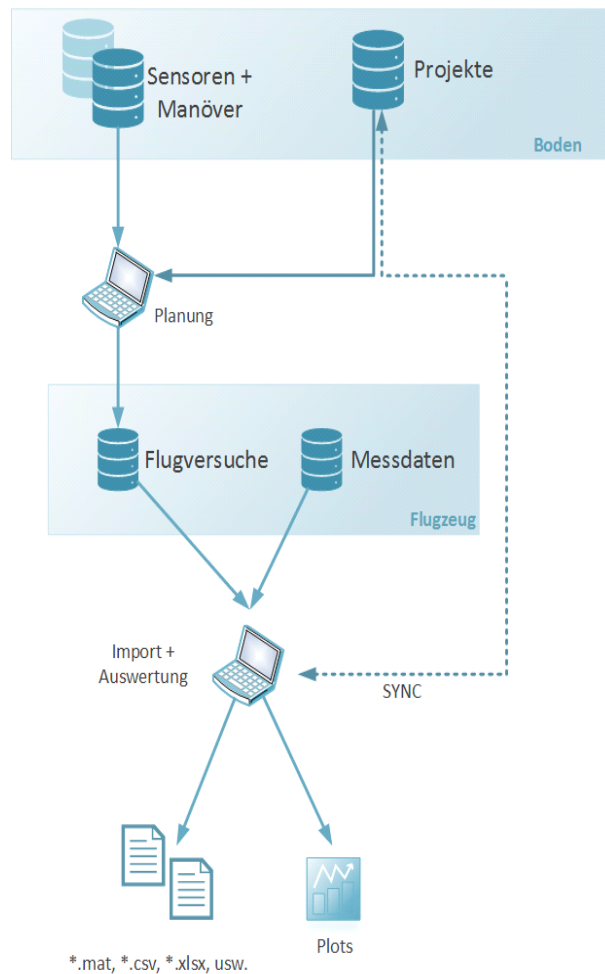


Abbildung 6.12: Entwurf der Datenhaltungsschicht

Im Laufe der Auswertung kann der Kunde mit Hilfe der vorgesehenen Auswerte-Tools auf diese lokale Datenbank zugreifen, die Daten in verschiedene Standard-Datenformate konvertieren und entsprechend seiner Wünsche auswerten. Ferner wurde die Möglichkeit definiert, die Datenbank beim Kunden mit der messWERK-Datenbank vollständig oder teilweise zu synchronisieren (REQ_S_0460). Dafür ist im Konzept eine spezielle Projektdatenbank vorgesehen. Auf diese Weise ergibt sich auch eine Möglichkeit für messWERK, aus der Ferne zusätzlich umfangreichen Support, wie zum Beispiel Unterstützung bei der Datenauswertung oder bei der Fehlersuche, anbieten zu können.

Insgesamt handelt es sich bei den zu erfassenden Daten um ein sehr heterogenes Agglomerat. Um diese Sammlung entsprechend der Anforderungen verwalten zu können (REQ_S_0130, REQ_S_0140, REQ_S_0150, REQ_S_0160, REQ_S_0170, REQ_S_0180, REQ_S_0190), wurde sich dafür entschieden, auf ein angepasstes Datenbanksystem mit hoher Skalierbarkeit zurückzugreifen (REQ_S_0540). Derartige Systeme ermöglichen das Anlegen unterschiedlichster Tabellen, so dass den jeweiligen Charakteristiken der Daten Rechnung getragen werden kann. In relationalen Datenbanksystemen lassen sich zusätzlich Verknüpfungen zwischen den Daten hinterlegen (REQ_S_0210, REQ_S_0220; REQ_S_0230, REQ_S_0240, REQ_S_0250). Beispielsweise kann so den einzelnen Messgrößen jeweils die aktuelle Flugzeugkonfiguration (Klappen-/Fahrwerkstellung, etc.)

bzw. das durchgeführte Flugmanöver zugeordnet werden. Zudem existieren verschiedene Datenbanksprachen, mit deren Hilfe sich komplexe Abfragen über verschiedene Datenbanken hinweg formulieren lassen. Weiterhin wurden zahlreiche Analyse- und Auswertemöglichkeiten definiert. Unter anderem wurde geplant, erweiterte Suchfunktionen zu implementieren, die es ermöglichen sollen, die Gesamtheit der Daten über verschiedene Projekte hinweg zu filtern und so systematische Probleme oder allgemeine Tendenzen aufzuspüren (REQ_S_0470). Weiterhin vorgesehen wurde an dieser Stelle auch die projektübergreifende Verwaltung der Komponenten und Kundendaten (REQ_S_0480).

Insbesondere relationale Datenbanken in Kombination mit der Sprache SQL finden seit vielen Jahren an zahlreichen Stellen Anwendung, so dass viel Erfahrung mit ihrem Umgang vorhanden ist. Im Zuge des DekoM-Projektes wurde deshalb das Ziel verfolgt, ein entsprechendes Datenbanksystem passend zu den Anforderungen zu konfigurieren, d.h. insbesondere eine passende Tabellenstruktur zu entwickeln und eindeutige Schlüssel und Relationen für die Einträge zu definieren.

Im Allgemeinen muss in den verschiedenen Modulen nicht auf dieselben Datenspeicherungstechniken bzw. dieselben Datenformate zurückgegriffen werden. Aus diesem Grund ergab sich außerdem der Bedarf nach umfangreichen Konvertierungsroutinen zwischen den einzelnen Formaten (REQ_S_0450). Insbesondere wurde der Bedarf identifiziert, die Daten aus den Datenbanken in Standard-Datenformate wie CSV-, Excel- oder Matlab-Dateien zu überführen.

6.2 Entwicklung Messtechnik

Zur Untersuchung von Flugzeugen im Boden- und Flugversuch existiert bei den Verbundpartnern IFF und messWERK hochspezialisierte Messtechnik, die seit vielen Jahren in zahlreichen Experimenten zum Einsatz kommt. Grundsätzlich basiert diese Messtechnik auf einem zentralen Ansatz, d.h. die Datenerfassung erfolgt an einer einzelnen, zentralen Stelle (siehe Abbildung 6.13 und Abbildung 6.14). Neben einigen Vorteilen hinsichtlich Komplexität und Synchronisierbarkeit bringt dieser Ansatz auch verschiedene Nachteile mit sich. Diese betreffen in erster Linie die Verkabelung, die bei einer Sternverkabelung mit großen Leitungslängen aufwendig und störanfällig ist und zudem zu unübersichtlichen, komplexen Kabelbäumen führt. Ein weiterer Nachteil ist, dass sich ein solcher Ansatz aufgrund fehlender Modularität nur bedingt skalieren lässt.

Motiviert durch diese Erkenntnisse wird für die Weiterentwicklung der Messtechnik stattdessen ein dezentraler Ansatz verfolgt. Das Ziel dabei ist es, die Messungen in Puncto Qualität, Genauigkeit und Zuverlässigkeit weiter zu verbessern. Dazu wurde bereits im Vorfeld der Projektlaufzeit ein busbasiertes Messsystem messBUS in zwei Versionen (V1 und V2) entworfen und in ersten Feldversuchen erprobt. Grundsätzlich besteht der messBUS stets aus einem messBUS-Master sowie im aktuellen Entwicklungsstand aus 1 bis 30 messBUS-Clients, die in beliebiger Anordnung zu einer Bustopologie zusammengestellt werden können. An die messBUS-Clients werden wiederum die Sensoren des Messsystems angeschlossen. Der messBUS-Master sammelt die Daten und leitet sie zur Datenspeicherung an einen angeschlossenen Rechner weiter. Die konkrete Auswahl der Clients geschieht je nach Messaufgabe bzw. Einsatzzweck.

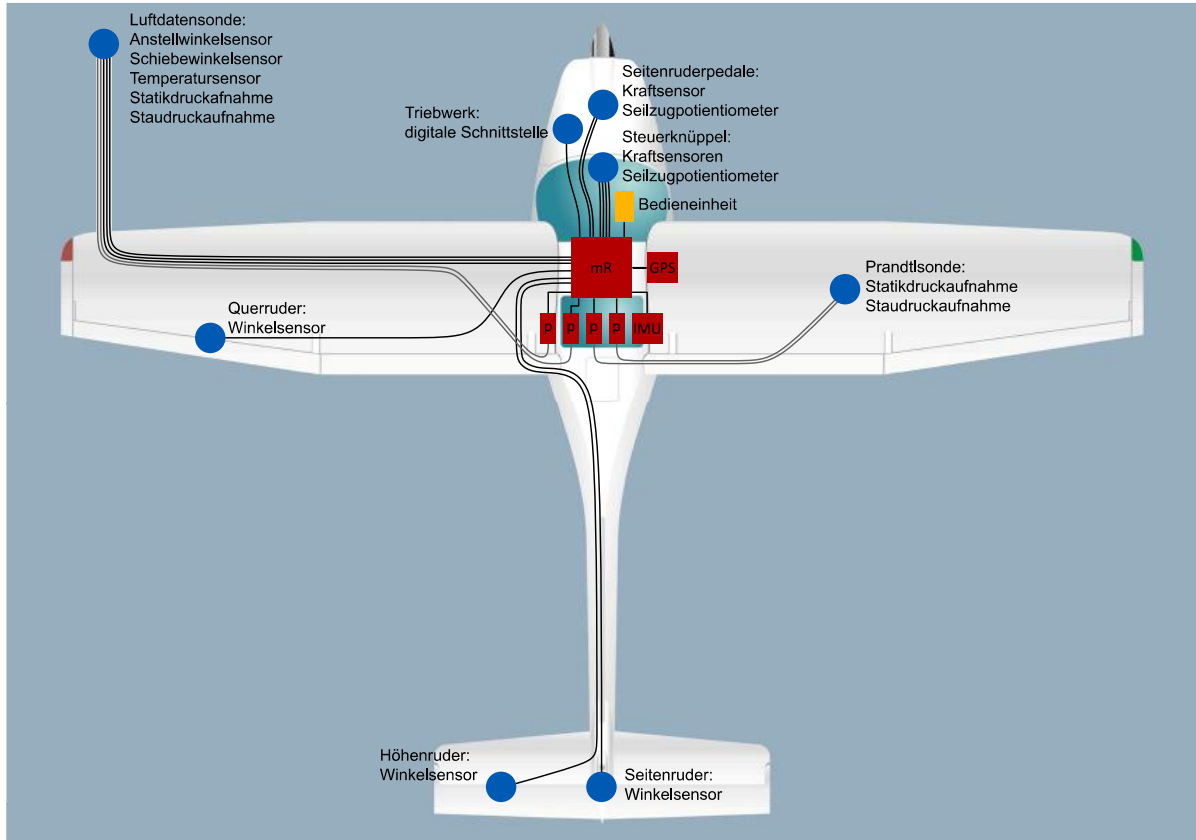


Abbildung 6.13: Simplifizierte und beispielhafte Darstellung des Messsystems in einem Kleinflugzeug

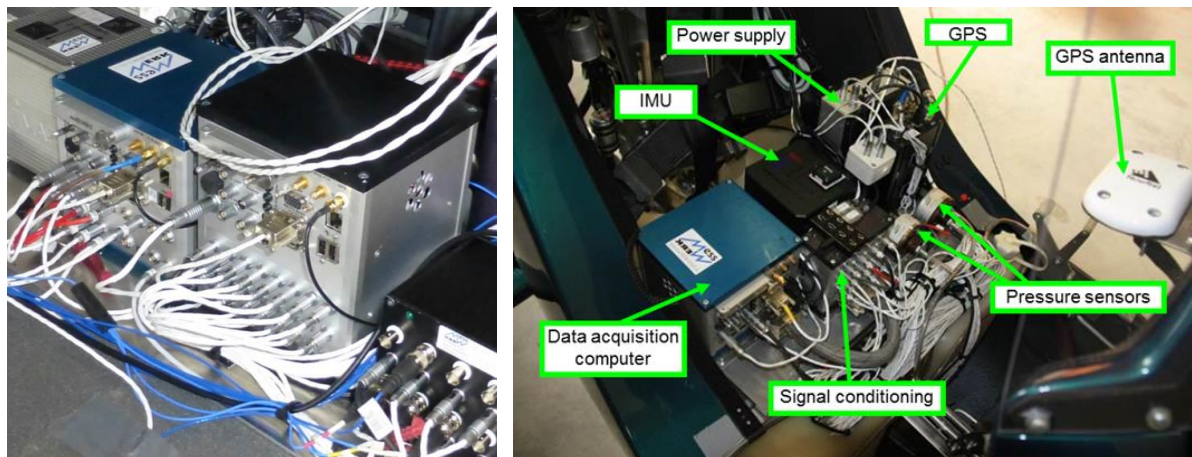


Abbildung 6.14: Real umgesetztes, zentrales Messsystem in einem Kleinflugzeug

Im Rahmen von DekoM wurde die neuere Version des Messsystems (messBUS V2) nun zur Einsatzreife weiterentwickelt. Neben dem Design mehrerer neuer, hochspezialisierter und applikationsspezifischer Sensormodule betrafen die Entwicklungen hauptsächlich die Implementierung eines leistungsfähigen Busprotokolls, welches einen robusten, flexiblen und effizienten Einsatz des Messsystems ermöglicht. Zusätzlich zu den iterativen Erprobungen im Laborversuch konnte der neue messBUS seine Funktionalität bereits während der Projektlaufzeit im Rahmen verschiedener Forschungs- und Kundeneinsätze unter Beweis

stellen. So ist das in DekoM entwickelte messBUS-Software-Framework beispielsweise bereits in der IFF-eigenen Hubschrauberschleppsonde „Helipod“ am Nordpol zum Einsatz gekommen. Es war dort maßgeblich an der Erfüllung des meteorologischen Messauftrags im Rahmen der MOSAiC-Expedition beteiligt. Auf diese Weise konnten bereits zu einem frühen Zeitpunkt wertvolle Erfahrungen u.a. bezüglich Autodiscovery und Healthmonitoring gesammelt und die Praxistauglichkeit der DekoM-Entwicklungen unter Beweis gestellt werden.

Die konkreten Arbeitsschritte im Rahmen von DekoM werden in den folgenden Unterkapiteln im Detail vorgestellt. Die aktuelle Kollektion der mittlerweile einsatzbereiten messBUS-Teilnehmer ist in Abbildung 6.15 zu sehen.



Abbildung 6.15: Die messBUS-Familie

6.2.1 Sensor Hot-Plugging und Autodiscovery

Ziel dieses Abschnittes war es, den prototypisch vorhandenen und exemplarisch erprobten messBUS so weiterzuentwickeln, dass Sensoren im laufenden Betrieb und ohne großen Aufwand zu einem bestehenden Messaufbau hinzugefügt bzw. entfernt werden können. Um eine zuverlässigen Betrieb dieser Funktionen sicherzustellen, ist es notwendig, dass die Knotenkonfiguration automatisiert im Hintergrund ablaufen kann, d.h. die Busteilnehmer

müssen sich bei einer Änderung der Buszusammensetzung ohne Benutzerinteraktion selbst (neu-)organisieren.

Im Folgenden wird zunächst das allgemeine Vorgehen bei der Bearbeitung dieses Arbeitspaktes beschrieben, bevor im Anschluss auf einige Aspekte zur Erreichung der Zielsetzung genauer eingegangen wird.

Allgemeines Vorgehen

Die angestrebten Funktionalitäten zur Erhöhung der Nutzbarkeit erfordern zunächst ein umfangreiches Kommunikationsprotokoll, welches die Abläufe und Interaktionen zwischen den Busteilnehmern regelt. Ein solches Protokoll wurde im Rahmen einer Bachelorarbeit bereits theoretisch entwickelt. Das Vorhaben innerhalb von DekoM erfordert nun die Weiterentwicklung dieser Grundlagen sowie die softwaretechnische Implementierung dieses Protokolls und die entsprechende Erprobung.

Um die Umsetzung komplexer echtzeitfähiger Funktionalitäten auf einem Mikrocontroller zu vereinfachen, wurde zunächst die Entscheidung getroffen, als Softwarebasis auf das quelloffene, echtzeitfähige Betriebssystem NuttX zurückzugreifen. Es steht unter einer freizügigen BSD-Lizenz und ermöglicht es aufgrund seiner modularen Struktur und umfangreichen Konfigurierbarkeit, eigenen Code auf einfache Art und Weise einzubinden. Mit dieser Designentscheidung ging allerdings auch die Notwendigkeit der Portierung der vorhandenen prototypischen messBUS-Software einher. Als Entwicklungshardware wurden dazu die vom Mikrocontrollerhersteller STM vertriebenen Developmentboards STM32 Nucleo und STM32 Discovery gewählt. Diese speziell für die Softwareentwicklung designte Hardware ermöglicht das verlässliche Testen schon während der Implementierungsphase.

Im Rahmen der o.g. Bachelorarbeit wurde ein dreischichtiges Schichtenmodell für die messBUS-Software eingeführt. Vor diesem Hintergrund erfolgte auch die bisherige Implementierung mehrgleisig. Zum einen wurde die hardwarenahe „Physikschicht“ u.a. im Rahmen einer Studienarbeit grundlegend entwickelt und umfangreich erprobt. Dazu wurden NuttX-Treiber implementiert, die es ermöglichen, Datenpakete zwischen den messBUS-Knoten zu nahezu beliebig definierbaren Zeitpunkten über den Bus zu versenden und auf der Gegenseite zu empfangen. Entsprechend der Protokolldefinitionen basiert die Konfiguration der Physikschicht auf sogenannten Slotlisten, d.h. chronologisch sortierten Zeitslotdefinitionen innerhalb einer TDMA-Zeitscheibe. Darauf aufbauend wurde ein flexibles und hochgenaues Timingmodul implementiert. Dieses Modul abstrahiert zum einen die businterne Synchronisation zwischen den Knoten, welche die Grundlage für einen echtzeitfähigen Betrieb darstellt, und zum anderen die Synchronisation des Busses auf ein externes Zeitsignal (Puls pro Sekunde, PPS), welches u.a. für die hochgenaue Zeitstempelung im Messbetrieb benötigt wird. Intern basiert dieses Modul auf spannungsgesteuerten Quarzoszillatoren (VCXO) und entsprechenden Uhrenregelalgorithmen.

Davon losgelöst erfolgte parallel die Implementierung der sogenannten Ablaufsteuerungsschicht, welche die entscheidende Umsetzung des messBUS-Kommunikationsprotokolls darstellt. Dazu wurden gemäß einem objektorientierten Modellierungsansatzes sämtliche Nachrichtentypen in entsprechende Softwareklassen umgesetzt und entsprechende Encoder/Decoder-Module entwickelt. Um den Nachrichten-

austausch bereits frühzeitig testen zu können, wurde zudem eine Simulationsumgebung geschaffen, die das parallele Ausführen mehrerer Softwareinstanzen ermöglicht und die Kommunikation dieser Instanzen über einen physikalischen Bus simuliert.

Protokollarisches Vorgehen zum Autodiscovery

Mit Bezug zum DekoM-Projektvorhaben sind insbesondere die Discovery-Nachrichten innerhalb des Ablaufsteuerungsprotokolls von Interesse. Das Autodiscovery kommt im messBUS-Betrieb in zwei verschiedenen Situationen zum Einsatz. Zum einen zu Beginn des Betriebes (unmittelbar nach dem Einschalten), wenn der Bus noch vollständig unkonfiguriert ist, und zum anderen im laufenden Betrieb zur Detektion und Konfiguration mittels Hot-Plugging neu hinzugekommener Teilnehmer.

Bei der Discovery-Phase handelt es sich grundsätzlich um ein rundenweise ablaufendes, stochastisches Buszugriffsverfahren, wobei sich jede Runde in zwei Abschnitte, den sogenannten Meldeabschnitt und den Quittierungsabschnitt, gliedert. Die Anzahl der Runden ist variabel und frei parametrierbar. Sie richtet sich im Wesentlichen nach der Anzahl der Busteilnehmer.

Zu Beginn der ersten Phase, der Meldephase, sendet der Busmaster einen Rundruf an alle unangemeldeten Busteilnehmer mit der Aufforderung sich am Master anzumelden. Dazu wird ein Zeitraum vorgegeben, in dem die Meldung zu erfolgen hat. Nach Empfang dieser Broadcast-Nachricht wählt jeder unangemeldete Teilnehmer eigenständig und zufällig einen Meldezeitpunkt innerhalb dieses Zeitraumes aus. Zu diesem Zeitpunkt versuchen sich die Teilnehmer dann mit ihrer eindeutigen Seriennummer beim Master anzumelden. Ist der vom Master vorgegebene Zeitraum hinreichend groß gewählt, so wird die Mehrzahl der Anmeldeversuche bereits in der ersten Runde erfolgreich sein, so dass der Master die Anmeldung im Anschluss an die Meldephase, in der sogenannten Quittierungsphase, bestätigen wird. Wählen zwei oder mehrere Busteilnehmer allerdings per Zufall einen identischen Meldezeitpunkt, so werden sich ihre Nachrichten auf dem Bus überlagern und die Anmeldeversuche damit scheitern. Dies zeigt sich für die Teilnehmer in dem Ausbleiben einer entsprechenden Quittierungsnachricht. Diese Teilnehmer werden daraufhin in einer der folgenden Discovery-Runden erneute Anmeldeversuche unternehmen. Dieses Vorgehen wird so lange fortgesetzt, bis keine unangemeldeten Knoten mehr am Bus vorhanden sind.

Durch periodisches Wiederholen der Broadcast-Nachricht während des späteren Busbetriebes lassen sich auf diese Weise auch neu hinzugekommene Teilnehmer am Master anmelden und in den Betrieb integrieren.

Inbetriebnahme und Erprobung

Das hier beschriebene Vorgehen zum Autodiscovery wurde zunächst vollständig implementiert. Anschließend erfolgte ein umfangreicher Integrationsschritt, der die Fusionierung der einzelnen Protokollschichten beinhaltete. Teilweise bereits parallel dazu, im Wesentlichen jedoch im Anschluss an die Integration, wurden die einzelnen Softwarekomponenten getestet. Dies erfolgte zunächst innerhalb einer Simulationsumgebung, anschließend im Laboraufbau mit mehreren Developmentboards und Punkt-zu-Punkt-Verbindungen und später mit der finalen messBUS-Hardware und einem RS485-basierten Bus. Dabei wurde zunächst eine praxistaugliche Parametrierung des Discovery-Verfahrens

(Definition der Meldeabschnittslänge, Festlegung der Rundenanzahl, usw.) vorgenommen. Abschließend konnte gezeigt werden, dass das entwickelte Verfahren auch mit einer Vielzahl homogener sowie inhomogener Busknoten effizient funktioniert.

6.2.2 Konfigurationsabsicherung und Healthmonitoring

Für die Absicherung der messBUS-Konfiguration war ein sogenanntes „Healthmonitoring“ vorgesehen. Ein solches Vorhaben lässt sich beliebig umfangreich und auf unterschiedlichen Detail-Levels umsetzen. Um die Ziele unter Berücksichtigung der begrenzten Projektlaufzeit auf ein realistisches Maß zu begrenzen, wurden zunächst drei verschiedene Ebenen identifiziert, auf denen das Healthmonitoring des Messsystems stattfinden soll. Im Detail handelt es sich dabei um die Folgenden:

1. Hardwareebene: Sind alle Anschlüsse korrekt? Funktioniert die Spannungsversorgung?
2. Funktionsebene: Verhalten sich alle Komponenten wie vorgesehen? Stimmen die aktuellen Konfigurationen mit den erwarteten überein?
3. Daten(interpretations)ebene: Sind die Daten plausibel? Passen die Messergebnisse unterschiedlicher Sensoren zusammen oder weisen sie Widersprüche auf?

Hardwareebene

Das Healthmonitoring des Messsystems beginnt bereits auf unterster (Hardware-)Ebene. So sind sämtliche messBUS-Komponenten mit mindestens zwei unterschiedlich farbigen LEDs ausgestattet, welche schon vor Aufnahme des Messbetriebes grundlegende Statusinformationen transportieren. Dazu zählen zum einen Dinge wie das Vorhandensein eines PPS-Signals bzw. messBUS-Synchronisationssignals oder das Anliegen einer Spannungsversorgung. Zum anderen zählen dazu aber auch die Ergebnisse verschiedener Selbsttests, welche standardmäßig während des Bootprozesses der messBUS-Knoten durchgeführt werden.

Diese Selbsttests umfassen zum einen clientspezifische Tests, die Sensorkomponenten anbieten, und zum anderen allgemeine messBUS-Funktionalitäten wie das Vorhandensein gültiger Konfigurationsdateien im internen Speicher, das Empfangen fehlerfreier periodischer Nachrichten oder auch das Überwachen bestimmter Parameter innerhalb der Uhrenregelungen. Letztlich kann masterseitig z.B. auch überprüft werden, ob die USB-Verbindung zur Logger-Hardware physikalisch vorhanden ist, und damit die Möglichkeit zur Datenaufzeichnung potentiell überhaupt gegeben ist.

Die Ergebnisse dieser Tests werden neben der Visualisierung durch Blinkcodes auch alphanumerisch präsentiert. Dafür besitzt die neue Generation der messBUS-Komponenten jeweils einen seriellen Anschluss, welcher über einen entsprechenden Adapter bei Bedarf an einen Diagnose-Computer angeschlossen werden kann. Über denselben Anschluss sind zusätzlich auch Eingaben möglich, mit deren Hilfe z.B. zusätzliche Informationen angefordert werden bzw. allgemeine Befehle abgesetzt werden können. An dieser Stelle macht sich die Designentscheidung bezahlt, bei der Mikrocontrollerprogrammierung auf das Betriebssystem NuttX gesetzt zu haben, welches bereits an anderer Stelle vorgestellt wurde. Dieses bringt Komfort-Funktionalitäten. wie etwa eine interaktive Shell, bereits mit.

Funktionsebene

Das Healthmonitoring auf Funktionsebene innerhalb des neuen Messsystems basiert im Wesentlichen auf drei Mechanismen. Zum einen werden sämtliche Nachrichten des messBUS-Protokolls mit einer CRC-Checksumme versehen, die es empfängerseitig ermöglicht, Übertragungsfehler zu detektieren und entsprechende Fehlerbehandlungen zu initiieren. Da solche CRC-Fehler typischerweise durch physikalische Störungen der Übertragungswege zu Stande kommen, bildet dieser Kontrollmechanismus zugleich das Bindeglied zu der unteren Hardwareebene.

Der zweite wesentliche Teil der Funktionsüberwachung basiert auf speziellen Kontrollnachrichten, welche periodisch vom Master an die Clients gesendet und von diesen beantwortet werden („Ping-Pong-Mechanismus“). Bei der Beantwortung dieser Nachrichten, haben die Clients die Gelegenheit, beliebig komplexe Statusinformationen zu übermitteln (z.B. Fehlerzähler/-codes/-meldungen). Werden diese „Ping-Nachrichten“ zudem mit Timeout-Zählern kombiniert, so lässt sich über diesen Mechanismus auch die „Abwesenheit“ der jeweiligen Gegenseite detektieren (beispielsweise ausgelöst durch physikalische Trennung der Busverbindung oder andere gravierende Hardwareprobleme).

Schließlich lässt sich auf den verwendeten Mikrocontrollern auch eine Zielkonfiguration des Messsystems hinterlegen (Erwartungswert). Darauf aufbauend handelt es sich bei dem dritten Teil der Funktionsüberwachung um einen Abgleich der tatsächlichen, aktuellen Buskonfiguration mit dem im Speicher abgelegten Erwartungswert. Neben der Buszusammensetzung, detektiert durch das Autodiscovery (siehe Kapitel 6.2.1), lässt sich beispielsweise auch die von den Clients übermittelte Datenmenge überwachen. Sendet ein Client weniger Messdaten als erwartet (oder gar keine), lässt dies auf ein Problem schließen, deren Ursache im Anschluss über Abfragennachrichten ermittelt werden kann.

Innerhalb der Projektlaufzeit wurden zu diesem Zweck in dem Datenerfassungscomputer zudem bereits erste Funktionen hinterlegt, die diese Informationen kontinuierlich überwachen bei Bedarf zur Anzeige bringen. Dies ermöglicht es den Versuchspiloten/-ingenieuren sich jederzeit von dem ordnungsgemäßen Zustand des Messsystems zu überzeugen bzw. im Fehlerfall zeitnah Gegenmaßnahmen einzuleiten. Dadurch kann eine nennenswerte Zeit- und damit Kostenersparnis erreicht werden.

Dateninterpretationsebene

Die Erfüllung der dritten Ebene wird bislang im Wesentlichen durch das Knowhow eines erfahrenen Versuchsingenieurs sichergestellt und kann oft nur im Postprozess und unter größerem zeitlichem Aufwand gewährleistet werden. Grundsätzlich ist es im Rahmen dieses Arbeitspakets durch entsprechende Protokolldefinitionen gelungen, zusätzlich zu den reinen Messdaten, eine Vielzahl an Statusinformationen kontinuierlich oder in anderen Fällen eventbasiert bis zur Anwenderschicht zu transportieren. Diese Daten stehen anschließend einer automatisierten Analyse/Interpretation sowie einer komfortablen Visualisierung (GUI) zur Verfügung. Damit ist auch die Grundlage gelegt, um die Statusdaten bei Bedarf online und automatisiert auszuwerten.

6.2.3 Entwicklung applikationsspezifischer Sensormodule

Im Rahmen von DekoM wurden zwei unterschiedliche, applikationsspezifische Sensormodule für den Einsatz in dem neuen busbasierten Messsystem designt. Bei dem einen Modul handelt es sich um einen Drehgeber zur Erfassung rotatorischer Winkel und Winkelgeschwindigkeiten, bei dem anderen Modul um einen dreiachsigen Beschleunigungssensor zur Messung von Schwingungen.

Im Folgenden wird zunächst der Bedarf an derartigen Sensormodulen beschrieben, bevor die Beweggründe erläutert werden, die zu der konkreten Sensorauswahl geführt haben. Darauf aufbauend wird auf die Treiberentwicklung eingegangen und die Validierung des Beschleunigungssensors im Prüfstandsversuch vorgestellt. Abschließend thematisiert dieser Abschnitt die Entwicklung der messBUS-Platinen sowie die finale Erprobung im Flugversuch.

Sensorauswahl

Drehwinkelsensor

Drehwinkel sind eine der wesentlichen Größen, die in der Flugerprobung erfasst werden. Beispielfähig sind Anstell- und Schiebewinkel durch Windfahnen wie auch Steuerflächenausschläge oder Rotordrehungen zu nennen. Häufig ist der verfügbare Einbauraum begrenzt und erlaubt nur kleine, wenig komplexe Sensoren. Die einfachsten dafür infrage kommenden Sensoren sind Potentiometer, welche so angeschlossen werden, dass als Messsignal eine analoge Spannung entsteht. Damit diese Spannungen in Winkel umgerechnet werden können, muss zuvor eine Kalibrierung stattfinden.

Eine solche findet typischerweise am Boden statt und erlaubt den Einsatz von komplexeren bzw. größeren Sensoren, die den Drehwinkel direkt messen können und über eine digitale Schnittstelle ausgeben. Ein Industriestandard für die digitale Übertragung des absoluten Winkels ist die Synchron-Serielle-Schnittstelle (Synchronous Serial Interface, SSI). Ein weiterer Standard für die Erfassung von Winkeländerungen sind sogenannte Quadraturencoder, die die Messungen mit Hilfe inkrementeller Signale übertragen. Der grundsätzliche Vorteil, der diese beiden digitalen Schnittstellen auszeichnet und von anderen verbreiteten Lösungen unterscheidet, ist die Möglichkeit der exakten Zeitstempelung der Signalfanken. Neben der daraus resultierenden sehr guten zeitlichen Auflösung der Messungen lassen sich auf diese Weise auch sehr genaue Drehgeschwindigkeiten bestimmen.

Das Ziel war es, im Rahmen von DekoM eine messBUS-Client-Platine zu entwickeln, welche Anschlussmöglichkeiten für beide Sensorarten bietet und somit als universale Drehwinkelerfassungsmöglichkeit zum Einsatz kommen kann. Die Entwicklung und Erprobung wurde mit Hilfe des Absolutwinkelsensors F3653 der Firma Kügler sowie des Inkrementalmesskopfes WMK der Firma AMO GmbH durchgeführt.

Flugschwingversuche

Für die Eröffnung der Flugenveloppe (Flight Envelope) werden im Hinblick auf die Aeroelastizität Messungen von Vibrationen benötigt. In der Vergangenheit wurden für diese Aufgaben Platinen mit dem Beschleunigungssensor BMA180 von Bosch Sensortec verwendet. Da der Beschleunigungssensor nicht mehr produziert wird, musste für die

Umsetzung an das aktuelle messBUS-System ein neuer Sensor ausgewählt werden. Bei den aeroelastischen Untersuchungen werden Linearkombinationen der Daten zweier Sensoren gebildet, um die verschiedenen Schwingungsformen über Frequenz und Dämpfung analysieren zu können. Dabei ist eine gleichtaktige Messung entscheidend. Der bisherige Sensor hatte nicht die Möglichkeit getriggert zu werden, stattdessen wurde eine deutlich erhöhte Abtastfrequenz verwendet.

Nach ausgiebiger Recherche fiel die Wahl letztlich auf den Sensor ADXL357 von Analog Devices, dessen Messungen extern getriggert werden können. Weiterhin bietet der Sensor gegenüber dem BM180 eine höhere Auflösung der Beschleunigungswerte.

Hardware- und Treiberentwicklung

Wie bereits erwähnt, dient das quelloffene Echtzeitbetriebssystem NuttX als Plattform für die aktuellen und zukünftigen Busentwicklungen. Auf dieser Basis galt es, entsprechende Treibermodule für die neuen Sensorknoten softwaretechnisch zu implementieren. Basierend auf mehreren temporären und fliegenden Aufbauten und ersten Prototypen mussten anschließend die finalen messBUS-Client-Platinen gelayoutet werden. Dazu waren verschiedene Fragestellungen u.a. bezüglich Stromversorgung, Sensoranbindung und Kompaktheit zu beantworten. Die wichtigsten Aspekte werden im folgenden Abschnitt vorgestellt.

Drehwinkelsensor

Der Absolutwinkelsensor F3653 weist eine SSI-Schnittstelle zur Übertragung des absolut gemessenen Drehwinkels auf. Mikrocontrollerseitig eignet sich der im STM32-Chip vorhandene SPI-Eingang (Serial Peripheral Interface) zum Anschluss des Sensors. Durch entsprechende Konfiguration des Einganges sowie der entsprechenden internen Uhren kann das 17-bit-SSI-Signal entgegengenommen und der übermittelte Gray-Code dekodiert werden. Um außerdem eine Geschwindigkeitsinformation zu erhalten, werden die zusätzlich vorhandenen inkrementellen Sensorausgänge genutzt. Dabei handelt es sich um zwei um 90°-phasenverschobene Signale (A/B), welche am Mikrocontroller empfangen und zeitgestempelt werden können. Da die Flankenlagen der Rechtecksignale äquidistanten Winkeländerungen der Sensorachse entsprechen, lässt sich durch Bildung des Differenzenquotienten die Drehgeschwindigkeit mathematisch bestimmen.

Die beiden Quadraturencodereingänge können zudem auch benutzt werden um den AMO WMK Sensor an den Mikrocontroller anzuschließen. Während im Falle des SSI-Sensors lediglich eines der beiden Signale ausgewertet wird, sind in dem Fall des Inkrementalsensors jedoch beide Signale sowie das zugehörige Referenzsignal entscheidend. Die Erfassung der Drehgeschwindigkeit erfolgt analog durch Bildung des Differenzenquotienten.

Zum elektrischen Anschluss der beiden Sensoren an den STM32-Mikrocontroller sind zudem einige Transceiverchips notwendig, die die entsprechende Pegelwandlung bidirektional vornehmen. Eine entsprechende Schaltung samt Peripheriebauteilen wurde für beide Sensoren entworfen und zunächst prototypisch auf einer Lochrasterplatine aufgebaut. Dieser Schaltungsentwurf wurde anschließend im Rahmen einer Studienarbeit, bei der es um die Untersuchung von Elektromotoren ging, eingesetzt und mit Hilfe des Kügler Sensors erfolgreich erprobt.

Basierend auf diesen Ergebnissen wurde im Weiteren eine messBUS-Client-Platine entworfen und aufgebaut. Dabei wurde darauf Wert gelegt, die Platine besonders robust zu gestalten, so dass sie für den späteren Kalibrier- und Messeinsatz geeignet ist. Dazu wurden etwa die sensorseitigen Stromversorgungen von der internen Stromversorgung des Mikrocontrollers entkoppelt und die Anschlüsse elektrisch gegen Kurzschluss bzw. Verpolung geschützt. Die Platine bietet Anschlussmöglichkeiten für sowohl Inkrementalsensoren als auch SSI-basierte Absolutwinkelsensoren, wobei jeweils nur einer der beiden Sensoren gleichzeitig betrieben werden kann.



Abbildung 6.16: mB_RotorCapture-Platine

Beschleunigungssensor

Der Beschleunigungssensor ADXL357 verfügt über einen SPI-Datenausgang sowie über einige programmierbare Interruptstatuspins. Aus diesem Grund ließen sich einige der bei dem Positionssensor gewonnenen Erkenntnisse bezüglich Nuttx-SPI-Treiberentwicklung auf effiziente Weise wiederverwenden. Aufgrund der sehr viel höheren Datenrate des Beschleunigungssensors kommen an dieser Stelle jedoch zusätzlich verschiedene Datenstrukturen nach dem FIFO-Prinzip zum Einsatz, welche die temporäre Zwischenspeicherung der Sensordaten ermöglichen. Bei der Treiberentwicklung wurde der Echtzeitfähigkeit eine besondere Bedeutung geschenkt. Sie wird erst durch den Einsatz entsprechend kurzer Interruptroutinen sowie hochpriorer betriebssystemseitiger Workingqueues ermöglicht. Die korrekte Funktion dieser Softwarebausteine wurde durch wiederholte Oszilloskopauswertungen sichergestellt. Die erste elektrische Inbetriebnahme des Sensors und damit die Möglichkeit, den Sensor zu einem frühen Zeitpunkt im Prüfstandsversuch zu validieren (siehe Abschnitt „Validierung des Beschleunigungssensors im Prüfstandsversuch“) wurde durch ein vom Sensorhersteller vertriebenes Breakout-Board ermöglicht.

Im Anschluss an die erfolgreichen Voruntersuchungen wurde eine vollständige Platinenschaltung für den Einsatz des Beschleunigungssensors am messBUS entwickelt. Dazu war die bereits für die Prüfstandsuntersuchungen entwickelte Schaltung um elementare Baugruppen wie eine entsprechende Spannungsversorgung sowie den

busseitigen Anschluss mittels RS485-Transceivern und den dafür notwendigen Peripherieschaltungen zu ergänzen. Außerdem musste der Mikrocontroller als zentrales Element vom Discoveryboard in die eigenentwickelte Schaltung transferiert werden. Neben der elektrischen Funktionsfähigkeit bildeten insbesondere die mechanischen Abmaße sowie das Platinegewicht Herausforderungen während der Schaltungsentwicklung. Mit dem Ziel, die Platinen für Flugschwingversuche einsetzen zu können, war es unbedingt erforderlich, die Platinen so kompakt wie möglich zu gestalten, um sie gefahrlos auf aerodynamisch wirksamen Flugzeugteilen (Flügel, Ruderflächen, etc.) positionieren zu können. Außerdem sollte eine Beeinflussung der zu beobachtenden Schwingungen durch ein möglichst geringes Eigengewicht der Platine verhindert werden. Durch den Einsatz besonders kompakter Steckverbindungen, die das Ergebnis einer intensiven Marktrecherche waren, und aufwendigem, mehrlagigem Schaltungsrouting ist es schließlich gelungen, die Gesamtschaltung auf eine Platinenfläche von 35 mm x 35 mm zu beschränken. Gleichzeitig konnte das Gesamtgewicht auf unter 10 g begrenzt werden.

Nach Abschluss der Designphase konnte anschließend mit Hilfe zweier Prototypen eine Gesamterprobung des neuen messBUS-Gesamtsystems durchgeführt werden. Unter anderem galt es, die Treiber des Beschleunigungssensors in das messBUS-Software-Framework einzubinden und Protokolle für die Datenübertragung zu entwickeln. Besonderes Augenmerk lag dabei auf der Synchronisierung der Platinen untereinander, welche nur durch den Einsatz interruptbasierter Synchronisierungsroutinen und umfangreicher Uhrenregelungsmechanismen möglich wurde. Außerdem wurde das Gesamtsystem mit Hilfe von PPS relativ zur GPS-Zeit synchronisiert. Mit Hilfe der Prototypen gelang es zudem, parallel zu den Softwareentwicklungen, kleinere Fehler im Schaltungslayout zu identifizieren und die Schaltung auf diese Weise iterativ weiter zu verbessern. Schließlich wurde auf Kundenwunsch eine erste Kleinserie der neuen Platinen in Auftrag gegeben. Die fertigen Platinen tragen den Namen „messBUSV2-Acc“ und sind in Abbildung 6.17 zu sehen.

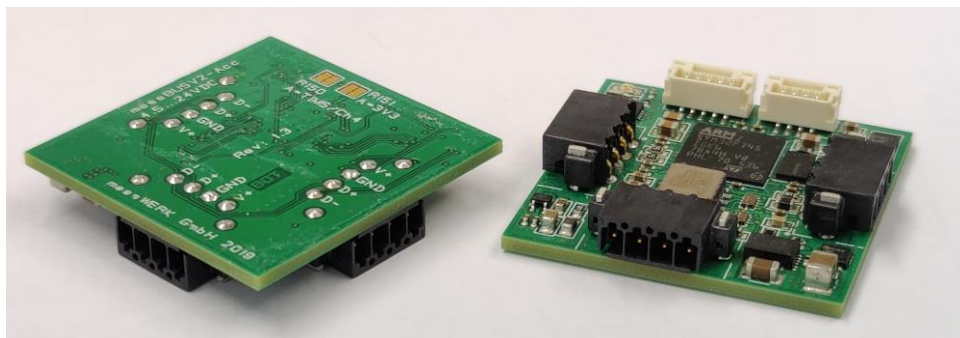


Abbildung 6.17: messBUSV2-Acc Platinen

Validierung des Beschleunigungssensors im Prüfstandsversuch

Um Probleme beim späteren Einsatz des Beschleunigungssensors von vornherein auszuschließen und damit eine kostspielige Fehlentwicklung zu vermeiden, wurde das Übertragungsverhalten des Sensors zu einem frühen Zeitpunkt ausgiebig im Laborversuch untersucht. Dabei ging es in erster Linie darum, das im Datenblatt des Sensors angegebene Dämpfungsverhalten oberhalb der Abtastfrequenz zu validieren sowie sicherzustellen, dass die Resonanzeffekte über den gesamten angestrebten Messbereich hinreichend klein sind.

Zu diesem Zweck wurde der ADXL357-Sensor mit Hilfe eines Funktionsgenerators sowie eines Schwingerregers mit Sinussignalen unterschiedlicher Frequenz und Amplitude angeregt. Die Anregungen erfolgten dabei im Beschleunigungsbereich von $\pm 20\text{ g}$ und wurden mit einer Abtastrate von 1 kHz erfasst. Als Referenzsensor diente ein PCB 335B03 Vibrationssensor, welcher deutlich höher abgetastet wurde (20 kHz). Als Ergebnis konnte der in Abbildung 6.18 dargestellte Amplitudengang gemessen werden.

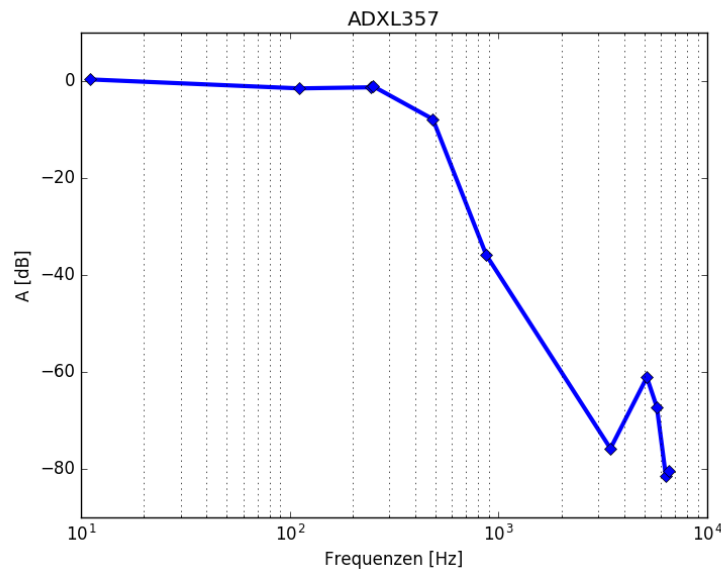


Abbildung 6.18: Amplitudengang des Beschleunigungssensors ADXL357

Insgesamt konnte festgestellt werden:

- - 3 dB Punkt liegt zwischen 250 Hz und 485 Hz
- Resonanzeffekt:
 - tritt auf bei Anregung im Bereich von ca. 5,14-5,74 kHz
 - sichtbar in Bereich von ca. 140-340 Hz (herunter gespiegelt)
 - mit Dämpfung zwischen -20 dB und -60 dB (d.h. gespiegelte Amplitude $\leq 0,1 \cdot 20\text{ g} \approx 20\text{ m/s}^2$)
 - Anregungen von ca. $1\text{ g} \approx 10\text{ m/s}^2$ bei 5,74 kHz sind in Spektrum noch auflösbar
 - Anregungen von unter 180 m/s^2 bei 6,34 kHz sind hingegen weggedämpft
 - Sättigung des AD-Wandlers wird bei Anregung zwischen 70 m/s^2 und 200 m/s^2 erreicht (nicht genauer untersucht)
- Rauschen im Bereich von 0-500 Hz sehr klein \rightarrow vernachlässigbar
- Sättigung des AD-Wandlers: Effekt: Bei zu großen Anregungen ($> 20\text{ g}$) wird das Rauschen sehr stark und das Signal lässt sich nicht mehr identifizieren

Damit ist der gewählte ADXL357-Sensor im Hinblick auf die geplanten Einsatzzwecke als sehr vielversprechend zu bewerten. Das Rauschen des Sensors ist ausreichend klein und die Dämpfung oberhalb der Tiefpassfilterknickfrequenz (250 Hz) ist genügend groß, um die auftretenden Resonanzeffekte hinreichend zu dämpfen.

6.3 Entwicklung Auswertesoftware

Neben Erweiterung der Messtechnik kam der Entwicklung des Assistenzsystems inklusive des Datenmanagements eine große Bedeutung zu. Dabei wurden die aufgestellten Systemanforderungen berücksichtigt und das abgeleiteten Systemdesign als Grundlage herangezogen. Im Folgenden werden zunächst das Datenmanagement präsentiert, gefolgt von einer Beschreibung der Auswertelgorithmen im Offline- und Online-Betrieb. Anschließend werden die Softwareanwendungen des Assistenzsystems zur Unterstützung in der Planung, Durchführung und Auswertung von Boden- und Flugversuchen dargestellt.

6.3.1 Datenmanagement

Die generelle Aufteilung des Gesamtsystems in zwei Teilsysteme wurde auch beim Entwurf der Datenbank-Architektur mit dem Ziel berücksichtigt, einerseits eine Trennung der unterschiedlichen Daten zu erreichen und andererseits zu ermöglichen, dass beide Teilsysteme auch unabhängig voneinander betrieben werden können.

Eine Datenbank besteht aus der Verwaltungssoftware, dem Datenbankmanagementsystem (DBMS), und der Menge der zu verwaltenden Daten, der eigentlichen Datenbank (DB). Dabei organisiert die Verwaltungssoftware intern die strukturierte Speicherung der Daten und kontrolliert alle lesenden und schreibenden Zugriffe auf die Datenbank. In DekoM wird das freie und relationale Open-Source-DBMS MariaDB eingesetzt; als Datenbankmodell wird folglich eine relationale Datenbank verwendet. Eine relationale Datenbank entspricht einer Sammlung von Tabellen (den Relationen), die miteinander in Beziehung stehen. Jede Zeile (Tupel) in einer Tabelle ist ein Datensatz und besteht aus einer Reihe von Attributwerten, den Spalten der Tabelle. Welche Attribute eine Relation umfasst und welchem Datentyp die den Attributen zugeordneten Werte entsprechen, wird mit Hilfe eines Relationenschemas angegeben. Relationale Datenbanken bieten eine geringe Datenredundanz und eine hohe Datenkonsistenz. Außerdem lässt sich dieses Datenbankmodell vergleichsweise einfach verwalten und implementieren und bildet die in DekoM entwickelten Datenstrukturen und -beziehungen gut ab. Zudem steht mit SQL eine standardisierte und weit verbreitete Datenbankabfragesprache zur Verfügung.

Wie Abbildung 6.19 zeigt, sieht die Datenbank-Architektur für das Gesamtsystem die folgenden Datenbanken vor:

- eine Projekt-Management-Datenbank (PM)
- eine Assistenzsystem-Datenbank (AS)
- eine Messsystem-Datenbank (MS)
- mehrere kunden- bzw. projektspezifische Datenbanken (CP)

Während die Projekt-Management-Datenbank (PM) primär der Verwaltung sämtlicher Projekte zur Flugerprobung dient, enthält die Assistenzsystem-Datenbank (AS) die für die Zulassung von Kleinflugzeugen relevanten Bauvorschriften, Standards und Testpunkte. Die Messsystem-Datenbank (MS) beinhaltet das Inventar an sämtlichen Komponenten zur Zusammenstellung der projektspezifischen Messsysteme. Die in diesen Datenbanken vorgehaltenen Daten ändern sich lediglich wenig und bleiben in der Regel über einen längeren Zeitraum konstant, so dass diese Datenbanken quasi als „statisch“ angesehen werden können.

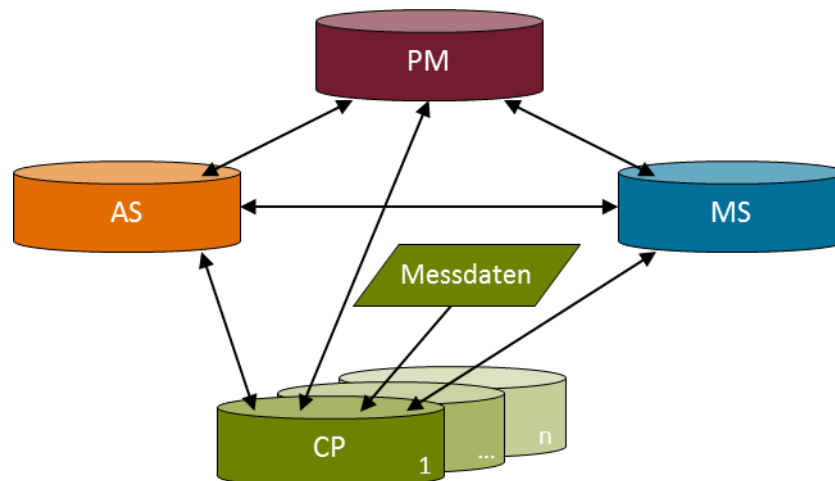


Abbildung 6.19: Datenbank-Architektur des Gesamtsystems

Die bei der Planung, Durchführung und Nachbereitung von Boden- und Flugversuchen notwendigen bzw. anfallenden Daten hingegen unterscheiden sich von Projekt zu Projekt und müssen darüber hinaus vertraulich behandelt werden. Diese Daten werden in kunden- bzw. projektspezifischen Datenbanken (CP) gespeichert. Im Gegensatz zu den PM-, AS- und MS-Datenbanken, welche zentral von allen Kunden zugreifbar sind, ist jede einzelne Instanz der CP-Datenbank unabhängig. Entsprechend ist der Zugriff auf eine CP-Instanz jeweils nur vom jeweiligen Kunden aus möglich und die Vertraulichkeit der enthaltenen Daten damit gewahrt.

Das Gesamtsystem soll im späteren Ausbauzustand sowohl während der Planung und Nachbereitung der Boden- und Flugversuche (Offline-Betrieb) als auch während ihrer Durchführung (Online-Betrieb) auf die einzelnen Datenbanken zugreifen können. Lediglich die Messdaten sollen aufgrund der sehr hohen Datenraten und -mengen nicht direkt in der CP-Datenbank gespeichert werden sondern erst nach Beendigung des Fluges mit Hilfe einer entsprechenden Import-Funktion.

Während der Projektlaufzeit lag der Schwerpunkt auf dem Detailentwurf und der Implementierung der PM-, AS- sowie CP-Datenbank als Basis für die Planung und Durchführung der Boden- und Flugversuche. Die MS-Datenbank wurde zwar grundsätzlich konzipiert und implementiert; allerdings wurde keine Verknüpfung zu den anderen Datenbanken hergestellt. Auch eine Implementierung der Relationen zur Speicherung der Messdaten wurde zunächst zurückgestellt.

Die Inhalte und der Zweck der einzelnen Datenbanken werden in den nachfolgenden Abschnitten zusammengefasst. Wesentliche Details werden in Kapitel 6.3.4 bei der Präsentation der Flugversuchs-Planungs- und Auswertesoftware beschrieben.

Projekt-Management-Datenbank

Die Relationen der PM-Datenbank können Abbildung 6.20 entnommen werden. Als projekt-übergreifende Datenbank sind in der PM-Datenbank Metainformationen über die einzelnen Projekte zur Flugerprobung (Projektname, Projektzeitraum, Projektstatus, Auftraggeber/Kunde, zu zertifizierendes Flugzeugmodell, Bauvorschrift nach der zertifiziert werden soll, usw.) enthalten.

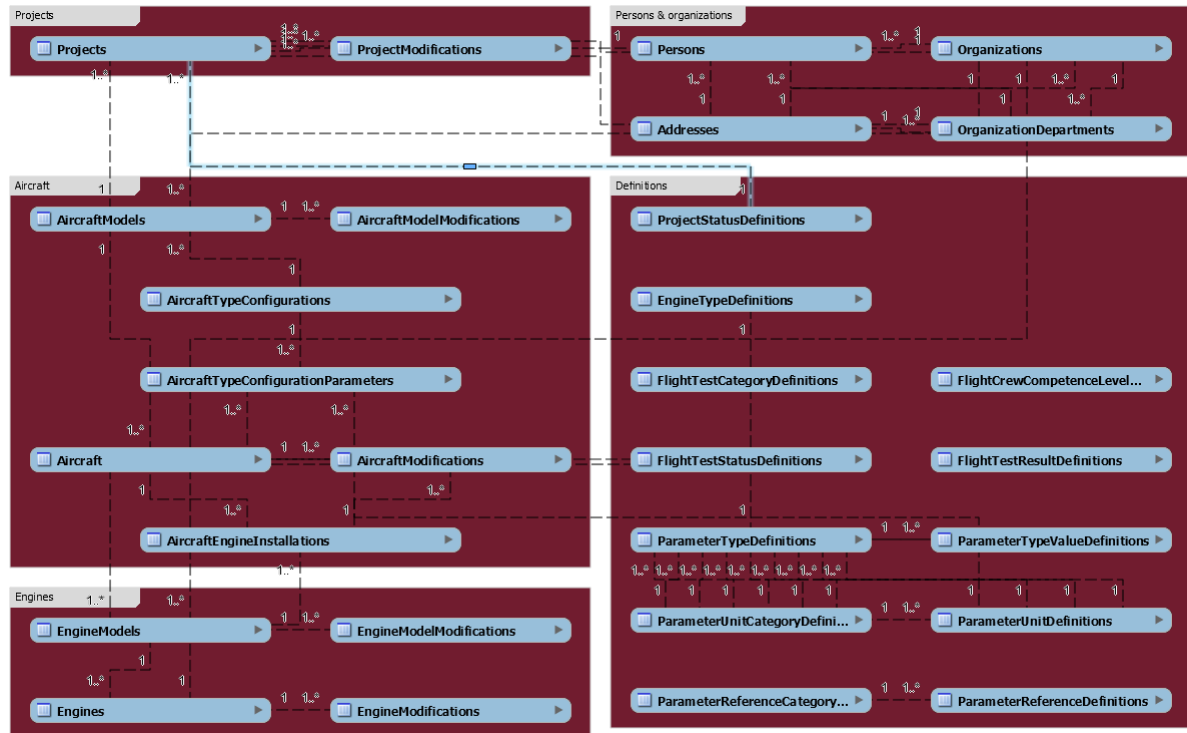


Abbildung 6.20: Relationen der Projekt-Management-Datenbank

Sie beinhaltet Kunden- und Herstellerdaten (Personen, Unternehmen und Adressen) sowie die Daten der in den einzelnen Projekten betrachteten Flugzeuge und Flugzeugmodelle. Zusätzlich können Systeme (z.B. Motoren und Triebwerke) abgelegt und Daten zu den Installationen dieser Systeme in die vorhandenen Flugzeuge gespeichert werden. Für jedes Flugzeugmodell sind zudem der bereits in Kapitel 6.1.1 erwähnte Aircraft Type Code sowie spezifische Informationen hinsichtlich der Konfiguration hinterlegt, da diese Informationen für die Auswahl bzw. Filterung der zu absolvierenden Testpunkte benötigt werden (siehe Abbildung 6.21).

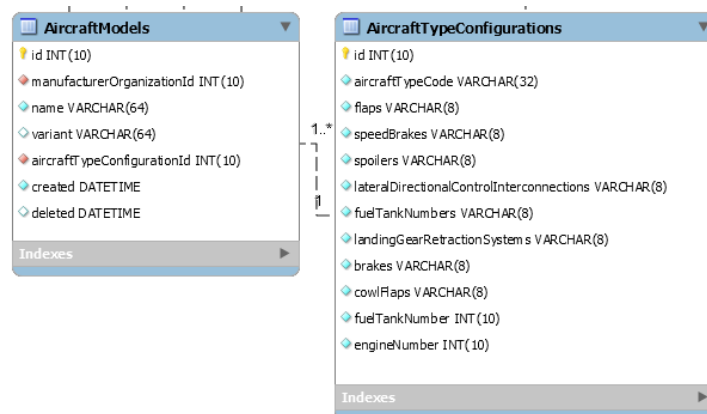


Abbildung 6.21: Ausgewählte Relationen der PM-Datenbank

Darüber hinaus enthält die PM-Datenbank eine Vielzahl an Definitionen, d.h. vordefinierte Werte, die insbesondere für die entwickelten Softwareanwendungen von Bedeutung sind. Hierzu zählen beispielsweise Werte für den Projekt- oder Flugversuchsstatus (z.B. „In

progress“, „Completed“, usw.), Einheiten und deren Symbole (z.B. „Meter“ – „m“, „Second“ – „s“, usw.) sowie diverse Parametertypen, die in den Softwareanwendungen verarbeitet werden (können) und für den Datenaustausch in Frage kommen (z.B. „Altitude“, „Indicated airspeed“, „Flap position“, usw.). Sämtliche Definitionen sind den Softwareanwendungen bekannt, so dass mit diesen die Steuerung des Programmablaufs beeinflusst und/oder die Benutzeroberfläche angepasst werden kann abhängig vom jeweils hinterlegten Wert.

Assistenzsystem-Datenbank

Die Relationen der AS-Datenbank zeigt Abbildung 6.22.

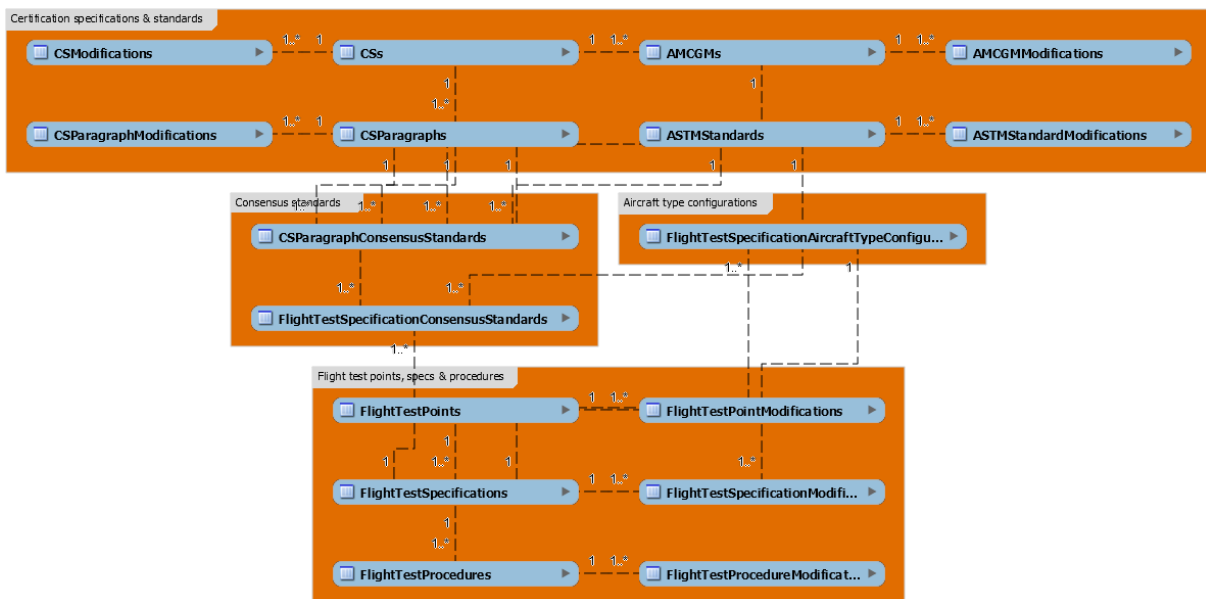


Abbildung 6.22: Relationen der Assistenzsystem-Datenbank

In der AS-Datenbank sind Bauvorschriften (CS), Industriestandards (ASTM-Standards) sowie weiter erläuterndes Material (AMC/GM) enthalten. Außerdem beinhaltet diese die diversen Testpunkte, die ihm Rahmen der Flugerprobung zu absolvieren sind, deren Spezifikationen und Prozeduren. Die Verbindung zwischen den beiden Ebenen „Certification specifications & standards“ und „Flight test points, specs & procedures“ erfolgt über die Relationen in der Ebene „Consensus Standards“. In der Relation „CSParagraphConsensusStandards“ ist hinterlegt, welche Standards als anerkannte Standards für die jeweiligen CS-Paragraphen verwendet werden können in Abhängigkeit von der CS und den AMC/GM (siehe Kapitel 6.1.1). In der Relation „FlightTestSpecificationConsensusStandards“ sind die Standards hinterlegt, in denen die jeweilige Spezifikation enthalten ist bzw. die für jeweilige Spezifikation in Betracht gezogen werden müssen. Wird darüber hinaus die Relation „FlightTestSpecificationAircraftTypeConfigurations“, die sämtliche Flugzeugkonfigurationen beinhaltet, für die eine Spezifikation gilt, sowie die in der PM-Datenbank gespeicherte Konfiguration des zu zertifizierenden Flugzeugs des aktuellen Projektes mit einbezogen, so lassen sich daraus alle relevanten Spezifikationen und somit auch Testpunkte ermitteln (siehe Abbildung 6.23). Für Details wird auf Kapitel 6.3.4 verwiesen.

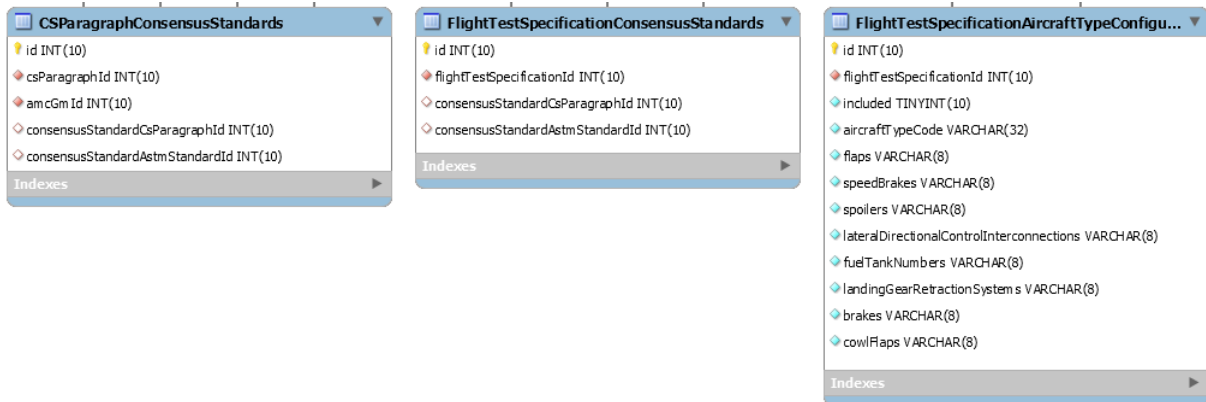


Abbildung 6.23: Ausgewählte Relationen der AS-Datenbank

Der Aufbau der AS-Datenbank orientiert sich an der überarbeiteten CS-23, Amendment 5 [9]. Dennoch wurde großer Wert darauf gelegt, die Struktur so zu gestalten, dass auch ältere Bauvorschriftenversionen unterstützt werden.

Messsystem-Datenbank

Die Relationen der MS-Datenbank sind in Abbildung 6.24 dargestellt.

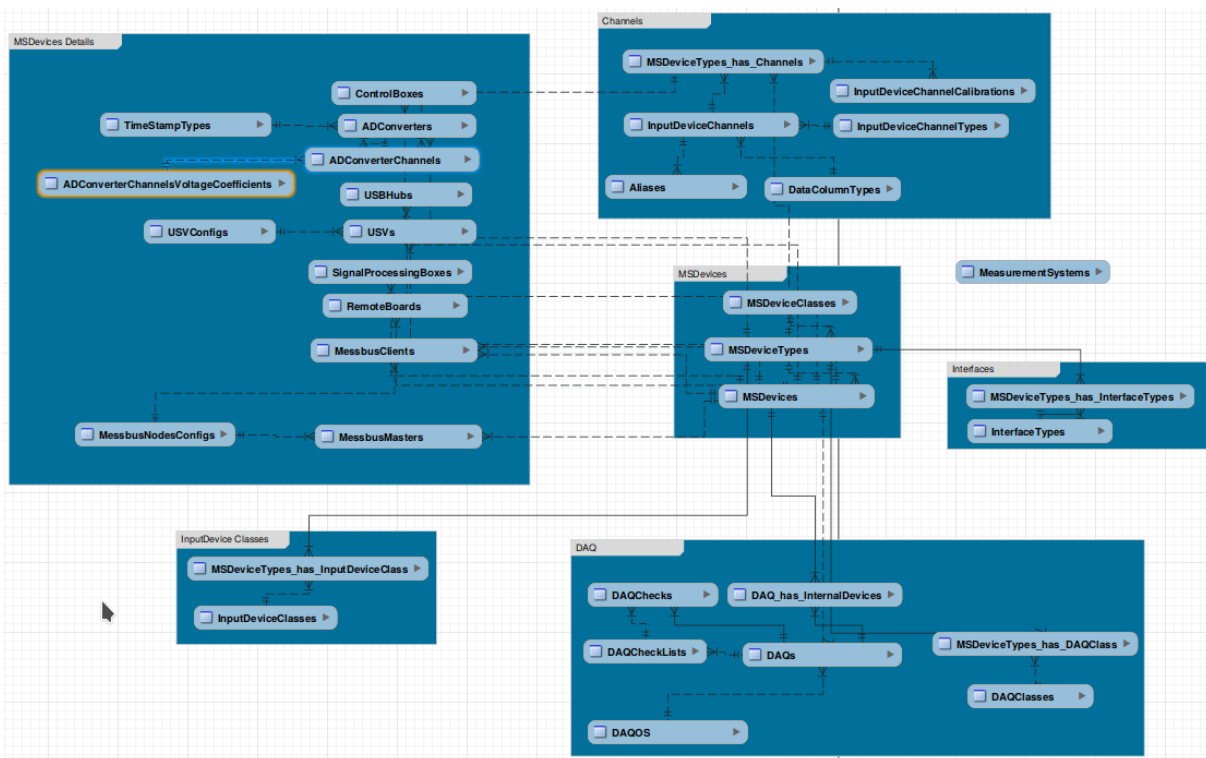


Abbildung 6.24: Relationen der Messsystem-Datenbank

In der MS-Datenbank finden sich alle Tabellen, die zum Verwalten der Messsysteme benötigt werden. Zentral sind die „MSDevice“-Relationen, welche die einzelnen Messsystemkomponenten hierarchisch speichern. Bei Bedarf werden zusätzliche Detail-Relationen für die einzelnen Komponententypen angelegt und per Fremdschlüsselbeziehung mit der entsprechenden Einträgen in den „MSDevice“-Relationen verknüpft. Da den

Datenerfassungseinheiten eine besondere Bedeutung zukommt, wurde ihnen ein separater Tabellenblock gewidmet. Zusätzlich werden auch die zahlreichen Messgrößen (Device Channels) sowie die Schnittstellen der Komponenten in dieser Datenbank verwaltet. Die Zuordnung der einzelnen Komponenten zu dem jeweiligen Messsystem ist projektspezifisch und findet sich zukünftig folglich in der CP-Datenbank. Gleiches gilt auch für die Auswahl der aufzuzeichnenden Messgrößen.

Kunden- bzw. projektspezifische Datenbank

In der CP-Datenbank werden sämtliche Daten gespeichert, die für die Planung, Durchführung und Nachbereitung der Boden- und Flugversuche erforderlich sind oder in der jeweiligen Phase anfallen. Ihre Relationen können Abbildung 6.25 entnommen werden.



Abbildung 6.25: Relationen der kunden- bzw. projektspezifischen Datenbank

Neben kundenspezifischen Testpunkten, Spezifikationen und Prozeduren lassen sich in der CP-Datenbank detaillierte Testpläne, die sogenannten „FlightTestPlans“, hinterlegen. Entsprechend den Ausführungen in Kapitel 6.1.4 werden hier auch die untergeordneten „FlightTestOrders“ und „FlightTestCards“ sowie detaillierte „FlightTestManeuvers“ und „FlightTestEvents“ gespeichert. Weitere Informationen, die entweder einen gesamten Flug oder auch nur einen einzelnen Testpunkt betreffen, können zusätzlich in der CP-Datenbank abgelegt werden. Dazu zählen beispielsweise Beschränkungen (Limitations), Wetteranforderungen und -informationen, Risikobetrachtungen oder auch Mass & Balance-Berechnungen. Auch projektspezifische Einstellungen, wie z.B. die vorausgewählte Einheiten für Parameter oder Toleranzbereiche für den Soll-/Istwert-Vergleich im Online-System, finden sich in dieser Datenbank.

Wie bereits in der zu Beginn dieses Kapitels kurz beschrieben, sollen die Messdaten erst nach einem Flug in die CP-Datenbank importiert werden, wo sie dann für die Auswertung zur Verfügung stehen. Abhängig vom verbauten Messsystem, fallen unterschiedliche Messdaten an, die zudem verschiedene Datenraten aufweisen können. Um den späteren Zugriff zu erleichtern und eine effiziente Speicherung zu erreichen, sollen die Messdaten mit gleicher

Datenrate während des Imports jeweils gruppiert und in dynamisch erzeugten, separaten Relationen abgelegt werden.

6.3.2 Algorithmen zur Offline-Auswertung von Flug- und Flatterversuchen

Die Auswertung der einzelnen Manöver erfolgt in der Regel nach einem Messflug im Post-Processing. Dabei werden zuerst die genauen Zeitabschnitte eines Manövers gesucht. Für einen solchen Abschnitt werden dann ggf. aus den online aufgezeichneten Messgrößen weitere berechnet und teilweise Fehlermodelle angewendet. Das wichtigste Fehlermodell betrifft den Fahrtmesserfehler. Mit diesem experimentell ermittelten Modell wird aus der angezeigten Fluggeschwindigkeit (IAS) die kalibrierte Geschwindigkeit berechnet. Da diese Modelle stets flugzeugspezifisch sind und sehr unterschiedlich sein können, wird an dieser Stelle nicht weiter darauf eingegangen. Im Folgenden werden stattdessen einige anschauliche Manöver genauer beschrieben.

Überziehggeschwindigkeit

Ein wesentlicher Wert, der zu Beginn der Flugerprobung ermittelt werden muss, ist die Überziehggeschwindigkeit. Dabei reicht es nicht, den niedrigsten Wert der Fluggeschwindigkeit V_s zu nehmen. Es werden hierfür unterschiedliche Definitionen angesetzt. Wenn das Höhensteuer während des Manövers voll gezogen wird, ohne dass das Flugzeug abkippt, dann gilt der niedrigste erreichte Geschwindigkeitswert als Überziehggeschwindigkeit. Im Falle eines unkontrollierbaren Abnickens/Abkippens (trotz weiter gezogenen Höhenruders) ist die Überziehggeschwindigkeit im Moment des Abnickens erreicht, und nicht das Minimum, das üblicherweise etwas später erreicht wird. Diese Unterscheidung führt der Offline-Algorithmus automatisiert aus. Dies wird zuerst durch eine einfache Abfrage des Höhenruderausschlages definiert (siehe Abbildung 6.26).

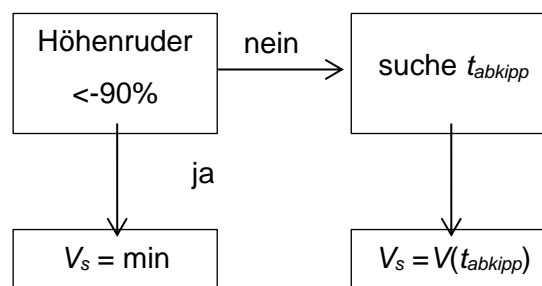


Abbildung 6.26: Bestimmung der Überziehggeschwindigkeit

Im zweiten Fall muss der Zeitpunkt des Abkippens bestimmt werden. Dazu reicht es nicht, eine Vorzeichenumkehr des Längslagewinkelgradienten zu betrachten, da hier der Bahnneigungswinkel überlagert ist. Dies kann stattdessen über die Nickrate q oder ein Absinken der Vertikalbeschleunigungskomponente bestimmt werden. Dies sind jeweils auch Messwerte, die ohne Korrekturen genutzt werden können (siehe Abbildung 6.27).

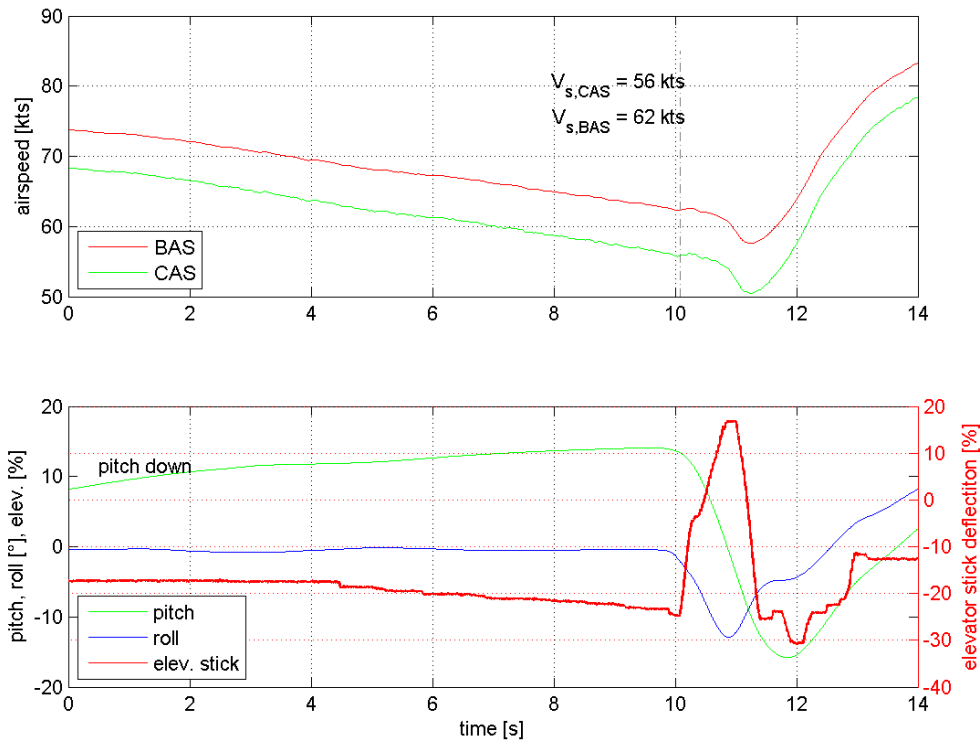


Abbildung 6.27: Zeitlicher Verlauf eines Überziehmanövers

Die so bestimmte Überziehgeschwindigkeit wird durch die aktuelle Flugzeugmasse beeinflusst und muss auf den Wert der maximalen Abflugmasse MTOW umgerechnet werden.

$$V_{s,MTOW} = V_{s,measure} \cdot \sqrt{\frac{m_{MTOW}}{m_{measure}}}$$

Zur Durchführung des Manövers schreibt die Bauvorschrift einen maximalen Gradienten $\dot{V} = -1 \text{ kts/s}$ für die Reduzierung der Geschwindigkeit vor. Dies gilt es im Rahmen der Offline-Auswertung (und ggf. auch bereits während des Fluges im Rahmen der Online-Auswertung) zu überprüfen. Dazu muss zunächst der Gradient

$$\dot{V} = \frac{\partial V}{\partial t}$$

bestimmt werden. Zuletzt müssen noch die Werte von mehreren Wiederholungen gemittelt werden.

Trudeln

Das maßgebliche Kriterium für die Erfüllung der Bauvorschriften hinsichtlich des Trudelns ist die Anzahl der Umdrehungen, die das Flugzeug nach Beginn des Ausleitens aus dem Trudeln nachdreht. Je nach Flugzeugkategorie und Steuereingaben gelten hier unterschiedliche Grenzen. Die Messgröße lässt sich nicht einfach aus den Eulerwinkeln ablesen, da bei einigen Konfigurationen die Trudelbewegung nicht in einem Winkel zu erkennen ist.

Zunächst gilt es jedoch für den Algorithmus zu erkennen, wann welche Phase beginnt (siehe Abbildung 6.28). Die verschiedenen Ereignisse sind im Folgenden zusammen mit den „Trigger-Events“ aufgelistet:

- Phase 1: Einleiten – (nahezu) voller Seitenruderausschlag
- Phase 2: Beginn des Ausleitens – Gegenseitenruder
- Phase 3: Stoppen der Trudelbewegung – die Drehrate fällt unter einen Flugzeug-spezifischen Wert
- Phase 4: Abfangbogen – Erreichen der minimalen Höhe (oder Sinkgeschwindigkeit)

Während die Phasen 1, 2 und 4 durch klare Steuereingaben oder absolute Werte gekennzeichnet sind, ist für das Stoppen der Drehbewegung zunächst der Betrag der Flugzeugdrehrate ohne dessen räumliche Orientierung zu berechnen:

$$\omega = \sqrt{p^2 + q^2 + r^2}$$

Dieser Wert erreicht beim Stoppen der Trudelbewegung ein kurzzeitiges Minimum, bevor er wieder durch den Abfangbogen ansteigt. Dieses Minimum ist Flugzeug- und Piloten-spezifisch und muss individuell bestimmt werden. Für alle diese Phasen können die Werte für den Höhenverlust bestimmt werden.

Die in den einzelnen Phasen vom Flugzeug erfahrenen Drehungen werden über die aufintegrierte Drehrate ω bestimmt. Mit diesem Wert kann gezeigt werden, ob die in der Bauvorschrift vorgegeben Grenzen eingehalten werden. Alle Werte werden für die einzelnen Phasen in einer Tabelle zusammengefasst.

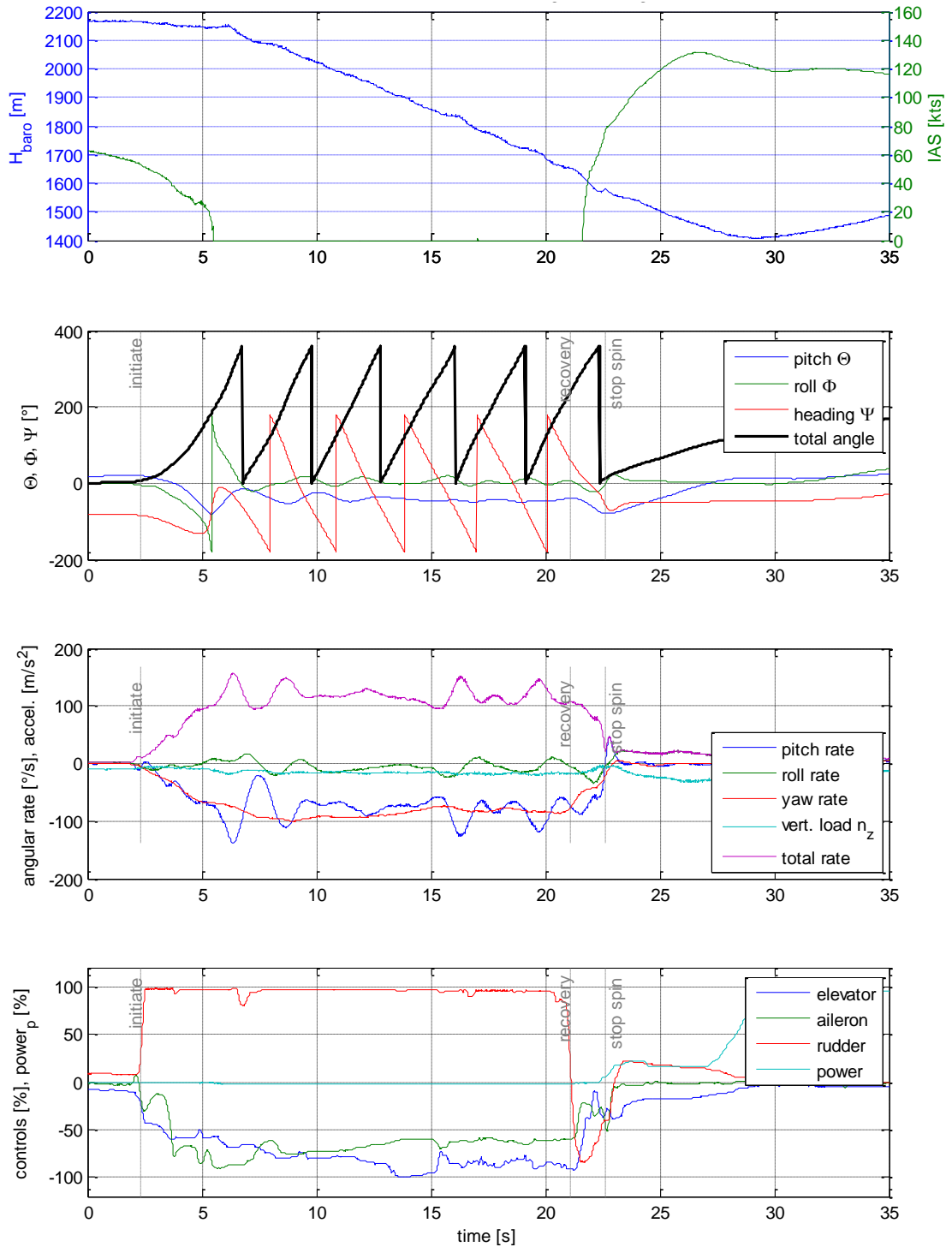


Abbildung 6.28: Typisches Trudelmanöver

Startstreckenbestimmung

Im Rahmen der Flugerprobung müssen zahlreiche Leistungswerte des Flugzeuges bestimmt werden. Als Beispiel wird hier die Startstreckenmessung beschrieben.

Zur Bewertung der gemessenen Startstrecken sind zahlreiche Randbedingungen zu erfassen, die einen erheblichen Einfluss auf den Messwert haben. Die Normierung der Messwerte ist hier unerlässlich.

Zur Bestimmung der eigentlichen Startstrecke muss zuerst aus den Positionsdaten der Abstand zum Anfangspunkt berechnet werden. Die Startstrecke ergibt sich dann aus der Entfernung zum Anfangspunkt beim Erreichen einer Höhe von 15 m über Grund (Definition aus den Bauvorschriften). Die folgende Abbildung zeigt ein solches Manöver exemplarisch.

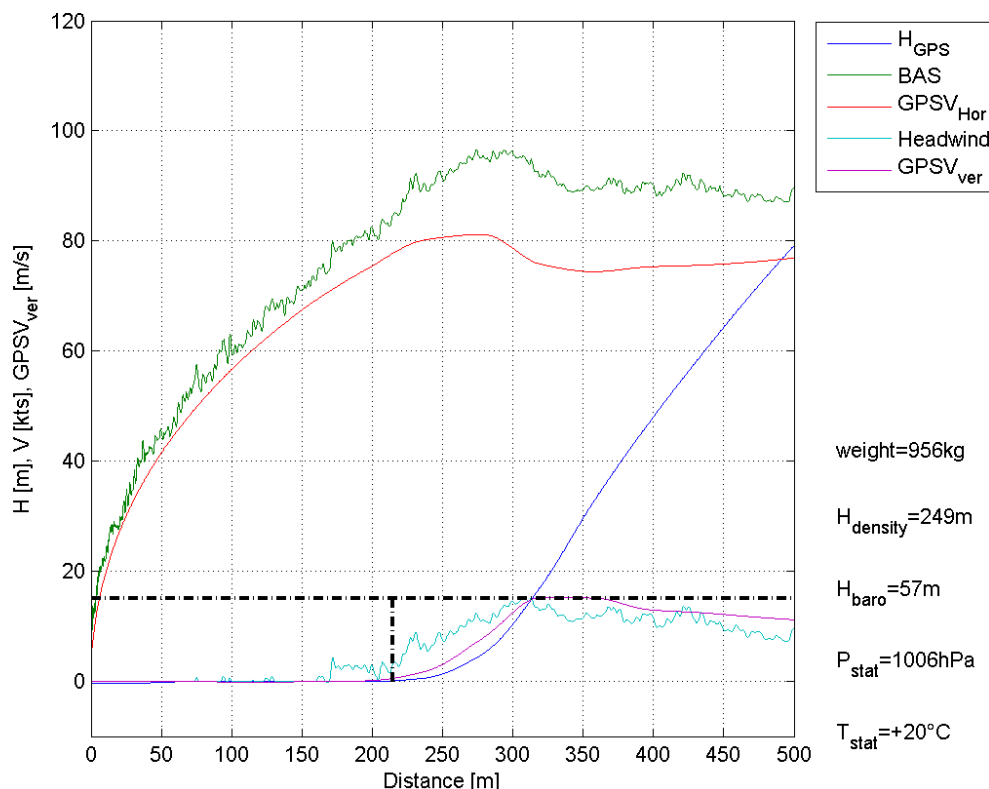


Abbildung 6.29: Ermittlung der Startstrecke

Der Haupteinflussfaktor ergibt sich durch die Gegenwindkomponenten. Diese kann als Differenz aus der wahren Fluggeschwindigkeit und der Geschwindigkeit über Grund direkt aus den Daten berechnet werden. Weiterhin sind meteorologische Parameter wie Druck und Temperatur sowie die Flugzeugmasse für die Normierung erforderlich.

Die folgenden Formeln zeigen die Zusammenhänge:

$$d_{roll,corr} = d_{roll,slope} \left(1 + \frac{V_{w1}}{V_R} \right)^{1,85}$$

Dabei ist:

V_{w1}

Gegenwindkomponente auf der Startbahn

Der Windeinfluss im Steigsegment bis 15 m Höhe ist:

$$d_{climb,corr} = d_{climb} \left(1 + \frac{V_{w2}}{V_R} \right)$$

mit:

V_{w2} Gegenwindkomponente im Steigsegment

d_{climb} Distanz zum Steigen auf 15 m ($d_{15m} - d_{roll,measure}$)

Für die Korrektur der Masse m , des statischen Druckes p , der Umgebungstemperatur T und der Triebwerksleistung N gilt die folgende Formel:

$$d_{15,korr} = [d_{roll,corr} + d_{climb,corr}] \cdot \left(\frac{m_0}{m_m} \right)^{2,8} \cdot \left(\frac{p_m}{p_0} \right)^{1,4} \cdot \left(\frac{T_0}{T_m} \right)^{2,2} \cdot \left(\frac{N_m}{N_0} \right)^{0,6}$$

Dabei ist:

m_0	maximale Abflugmasse
m_m	Masse bei der Messung
p_0	Bodendruck der Standard Atmosphäre
p_m	statischer Druck bei der Messung
T_0	Standardtemperatur am Boden
T_m	Umgebungstemperatur bei der Messung
N_0	nominelle Triebwerksleistung
N_m	Triebwerksleistung bei der Messung

Für die Bestimmung der Triebwerksleistung ist immer ein Diagramm oder eine Berechnungsmethode des jeweiligen Herstellers erforderlich. Diese Normierung wird für mehrere Starts durchgeführt, so dass sich das Ergebnis als Mittelwert für Standardbedingungen und die maximale Abflugmasse ergibt.

6.3.3 Algorithmen zur Online-Auswertung von Flug- und Flatterversuchen

Basierend auf den Ergebnissen und Algorithmen der Offline-Auswertung wurde in diesem Arbeitspaket untersucht, inwiefern sich die Ergebnisse vom Offline- in das Online-System transferieren lassen. Das grundsätzliche Ziel dieser Überlegungen war es, die Datenauswertung möglichst früh nach Manöverende, d.h. noch während des Fluges, zu beginnen, anstatt erst mit größerem zeitlichen Verzug am Boden nach der Landung Feedback über den Erfolg bzw. Misserfolg der Versuche zu bekommen. Insbesondere bei Versuchsflügen mit langen Steigphasen bietet ein solches Vorgehen große Vorteile in Bezug auf Zeit- und Kostenersparnis.

Im Zuge der Analyse, welche Auswertungen für eine Live-Auswertung im Flugzeug geeignet erscheinen, zeigte sich allerdings, dass nur wenige Zielgrößen dieses Potential besitzen. Zwar lässt es sich relativ einfach detektieren, ob bestimmte Zielgeschwindigkeiten erreicht wurden oder ob sich entscheidende Parameter während eines Manövers in der gesetzlich vorgegebenen Bandbreite bewegt haben. Viele Auswertungen sind jedoch zu komplex und benötigen bei der Interpretation zu viel Aufmerksamkeit als das diese Aufgabe von einem

Versuchspiloten während des Fluges und damit zusätzlich zu der eigentlichen Flugdurchführung verlangt werden könnte. Stattdessen wurde die Erkenntnis gewonnen, dass der Pilot für die Live-Auswertung der Daten während des Fluges externe Unterstützung in Form einer zusätzlichen Bodenstation benötigt. Gelänge es beispielsweise, eine Vorsortierung der Datenströme in Abhängigkeit der aktuell geflogenen Manöver vorzunehmen und anschließend denjenigen Teil der Daten, der einer genaueren, aufmerksamen Analyse unterzogen werden muss, per Telemetrie an eine Bodenstation zu senden, könnte nicht nur der Pilot entlastet werden, sondern gleichzeitig auch eine vollwertige Analyse der Manöver von spezialisierten Experten vorgenommen werden.

Die dafür notwendige Vorsortierung, Synchronisierung und Aufbereitung der Daten sowie die entsprechende Umsetzung einer Funkstrecke und die Visualisierung am Boden gehen weit über die Zielsetzung von DekoM hinaus. Aus diesem Grund wurde für diesen Teilaspekt ein Förderungsantrag für ein Folgeprojekt namens „Intelligente Bodenstation für Flugerprobung und Forschung“ (iBos) gestellt. Im Rahmen von DekoM wurde dieses neue Projekt bereits weitgehend vorbereitet. Beispielsweise integrieren sich die Aufteilung des Online-Systems in ein bord- und ein bodenseitiges System sowie eine eventuelle Funkstrecke nahtlos in das bereits entworfene Gesamtsystemdesign und damit in die Vision von DekoM. Zudem wurden auch bezüglich des Datenbankdesigns und der Konzeptionierung der Softwareschnittstellen bereits die Grundlagen für ein erweitertes Online-System gelegt. Die zusätzlich notwendigen Algorithmen etwa bezüglich der Manövererkennung können im Rahmen von iBos implementiert und an das konkrete Design angepasst werden.

6.3.4 Softwareanwendung zur Unterstützung in der Planung und Auswertung von Flugversuchen

Dieser Abschnitt befasst sich mit dem im Rahmen von DekoM konzipierten und implementierten Assistenzsystem (Offline-System) zur Unterstützung der Planung und Auswertung von Flug- und Bodenversuchen. Die Softwareanwendung zur Unterstützung bei der Flugdurchführung (als Teil des Online-Systems) wird in Kapitel 6.3.5 präsentiert.

Neben der Entwicklung der zu Grunde liegenden Software-Architektur lag der Schwerpunkt in DekoM in der systematischen Erfassung und Hinterlegung der für die Flugerprobung erforderlichen Bauvorschriften, Industriestandards und Begleitdokumente sowie der in diesen enthaltenen bzw. abgeleiteten Testpunkte, -spezifikationen und -prozeduren. Auf Basis dieser Daten ist es möglich, die einzelnen und erforderlichen Testaktivitäten im Detail zu planen. Die Softwarearchitektur ist so konzipiert, dass der Funktionsumfang der Anwendung in zukünftigen Projekten flexibel erweitert werden kann und sich demnach weitere der u.a. im Rahmen der Anforderungsanalyse in Kapitel 6.1 identifizierten Funktionalitäten integrieren lassen. Außerdem ermöglicht die Architektur die Nutzung der Anwendung sowohl mit als auch ohne angeschlossenes Messsystem. In der aktuellen Ausbaustufe ist eine Anbindung zum Messsystem nicht gegeben.

Zusammenfassend wurden für die Softwareanwendung zur Unterstützung in der Planung und Auswertung von Flugversuchen die folgenden Funktionen konzipiert und implementiert:

- Verwaltung von Bauvorschriften, Industriestandards und Begleitmaterial
- Verwaltung von Testpunkten, Testspezifikationen und Testprozeduren
- Verwaltung von Flugzeugen, Systemen und deren Installationen

- Verwaltung von Personen und Organisationen
- Verwaltung von Flugversuchsprojekten
- Filterung/Selektion relevanter Testpunkte/Spezifikationen zur Versuchsplanung
- Detaillierte Planung von Flug- und Bodenversuchen
- Verwaltung der Auswertung der absolvierten Flug- und Bodenversuche
- Import/Export von Daten vom/zum Online-System

In den nachfolgenden Abschnitten wird zunächst auf den grundlegenden Aufbau sowie auf die Softwarearchitektur der Anwendung eingegangen. Im Anschluss daran werden die wesentlichen Relationen und Objekte vorgestellt, die für die Selektion der relevanten Testpunkte und für die Planung der Flugversuche von Bedeutung sind. Abschließend werden wesentliche Aspekte der grafischen Benutzeroberfläche erläutert.

Softwarearchitektur

Die Softwareanwendung ist in der Programmiersprache C++ unter Verwendung des Qt-Frameworks, welches sich besonders für plattformunabhängige Applikationen eignet, geschrieben. Wie Abbildung 6.30 zu entnehmen ist, besteht sie aus einer grafischen Benutzeroberfläche (Graphical User Interface, GUI), über die der Benutzer mit dem Programm interagiert, sowie mehreren sogenannten Manager-Klassen, die dedizierte Aufgaben während des Programmablaufs übernehmen.

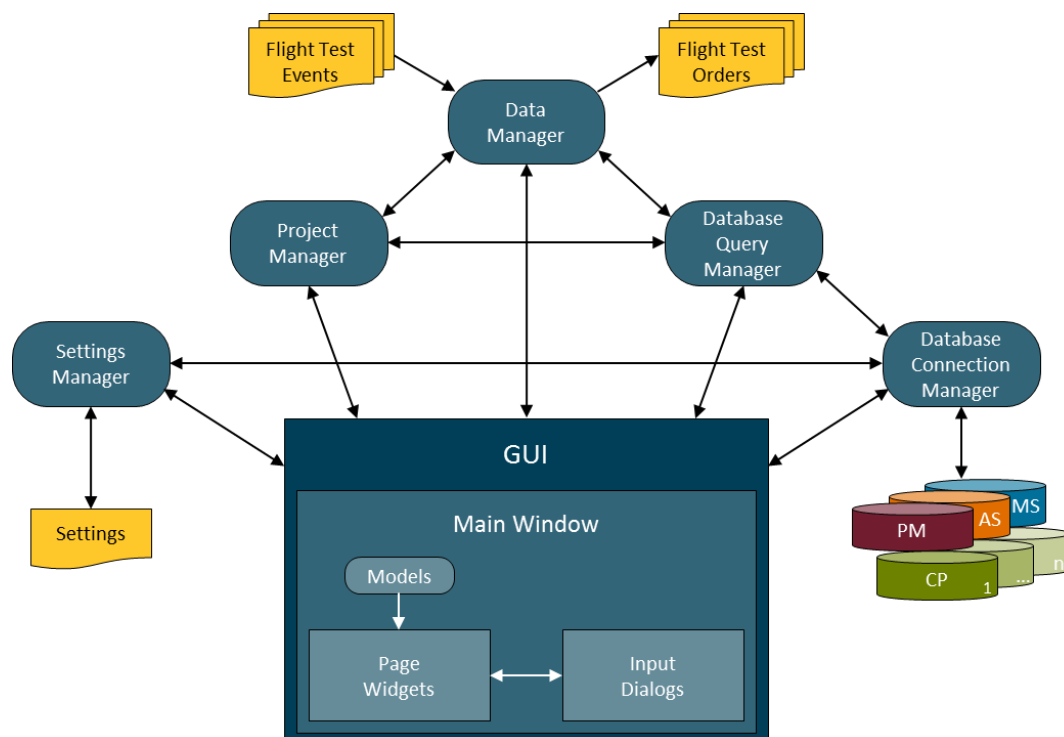


Abbildung 6.30: Architektur der Softwareanwendung zur Unterstützung in der Planung und Auswertung von Flugversuchen

Bis auf wenige Ausnahmen sind sämtliche für die Verarbeitung notwendigen Daten ausschließlich in den in Kapitel 6.3.1 beschriebenen PM-, AS- und CP-Datenbanken hinterlegt; d.h., um auf diese Daten zuzugreifen, müssen diese stets über eine dedizierte Datenbank-

abfrage (Query) abgerufen werden. Dies hat zwar den Nachteil, dass der Zugriff etwas langsamer erfolgt; der große Vorteil besteht hingegen darin, dass keine Kopien dieser Daten für die Verarbeitung redundant in einer separaten Datenstruktur vorliegen und somit immer mit den Originaldaten gearbeitet wird. Folglich sind die Daten in der Datenbank stets konsistent und eine Synchronisierung der Daten bleibt erspart. Lediglich die angesprochenen Definitionen bzw. Definitionswerte in der PM-Datenbank liegen als Kopie vor, um bei einer Verwendung dieser nicht jeweils eine Datenbankabfrage durchführen zu müssen. Da diese Werte jedoch während des Programmablaufs unveränderlich sind, entfällt auch hier eine Synchronisation.

Bei der Implementierung der GUI wurde das Model/View-Konzept von Qt verfolgt, wodurch eine Trennung der Daten in separate Modelle und der Präsentation dieser Daten erreicht wird. Dies ermöglicht die Anzeige der Daten eines Modells auf flexible Art und Weise in unterschiedlichen Anzeigeelementen. Die einzelnen Modelle enthalten Kopien der Originaldaten in den Datenbanken, was sich nicht vermeiden lässt. Zur Wahrung des zuvor beschriebenen Datenkonzeptes werden diese Modelle allerdings nur für die Anzeige ihrer enthaltenen Daten verwendet. Wird beispielsweise ein Eintrag vom Benutzer geändert, so erfolgt diese Änderung direkt auf den Originaldaten in der Datenbank; auch der entsprechende Dialog mit der Maske zur Eingabe der Änderung lädt die Daten direkt aus der Datenbank. Nachdem die Änderungen an die Datenbank übertragen und dort erfolgreich ausgeführt wurden, wird mit Hilfe interner Mechanismen sichergestellt, dass alle Modelle für die Anzeigeelemente und damit auch die Anzeigeelemente selbst aktualisiert werden. Tritt während der Aktualisierung ein Fehler auf, so werden die entsprechenden Modelle geleert, so dass zu keiner Zeit Inkonsistenzen zwischen den Originaldaten und den für die Anzeigen verwendeten Daten bestehen. Zudem wird der Benutzer auf den Fehler hingewiesen.

Für die Verbindung zum DBMS MariaDB auf dem Datenbankserver ist der Database Connection Manager zuständig. Dieser baut die Verbindung zum DMBS auf und schließt diese auch wieder. In der Softwareanwendung gibt es zwei Arten von Verbindungen: eine Arbeitsverbindung, die vorzugsweise für alle Datenbanktransaktionen verwendet wird, und zusätzliche Verbindungen, um Daten beispielsweise von einem DMBS zu einem anderen DMBS zu transferieren. Die Verwaltung der Datenbankverbindungen erfolgt über die GUI.

Sowohl für das Abrufen von Daten aus der Datenbank als auch für das Hinzufügen und Editieren kommt der Database Query Manager zum Einsatz. Dieser greift über den Database Connection Manager auf das DBMS zu und stellt geeignete Funktionen zum Senden von SQL-Abfragen zur Verfügung. Außerdem behandelt der Database Query Manager auftretende Fehler bei der Abfrage und stellt sicher, dass die abgerufenen Daten vollständig sind.

Der Settings Manager verwaltet die Konfigurationsdatei und ermöglicht den Zugriff auf diese. Die Konfigurationsdatei beinhaltet z.B. die Parameter der einzelnen Datenbankverbindungen, Standardpfade zum Öffnen und Speichern von Dokumenten sowie zur Auflösung der Anwendung. Die Konfigurationsdaten sind im JSON-Format abgespeichert.

Die Aufgabe des Project Manager liegt in der Verwaltung der einzelnen Projekte und ist für das Öffnen und Schließen dieser verantwortlich. Wird ein neues Projekt angelegt, so erzeugt dieser auf Basis eines vordefinierten SQL-Skriptes ein neues Datenbankschema (CP-

Datenbank) mit sämtlichen notwendigen Tabellen zur Speicherung der kunden- und projekt-spezifischen Daten. Der Schemaname ist eindeutig und wird anderen Programmeinheiten zur Erstellung der individuellen SQL-Abfragen bereitgestellt.

Der Data Manager koordiniert übergreifend über die verschiedenen Seiten der GUI die Aktualisierung der einzelnen Datenmodelle für die Anzeigeelemente, falls sich Änderungen der Originaldaten in den Datenbanken gegeben haben. Wie zuvor bereits beschrieben, werden daraufhin auch alle Anzeigeelemente aktualisiert. Zudem ist der Data Manager zuständig für den Datenimport (von Flight Test Events) und -export (von Flight Test Orders) vom bzw. zum Online-System. Sowohl für den Import als auch für den Export wird JSON als Austauschformat verwendet.

Datenbank-Relationen und Objekte zur Planung von Flugversuchen

Ein Hauptaugenmerk bei der Entwicklung des Assistenzsystems wurde darauf gelegt, zu ermöglichen, die notwendigen Boden- und Flugversuche auf Basis der gültigen Bauvorschriften und weiterer Standards im Detail zu planen. In diesem Abschnitt wird daher auf die wesentlichen Datenbank-Relationen und Objekte der Softwareanwendung sowie deren Beziehungen untereinander eingegangen, die für Planung von Bedeutung sind. Zudem wird erläutert, wie die Filterung bzw. Selektion der relevanten Testpunkte erfolgt.

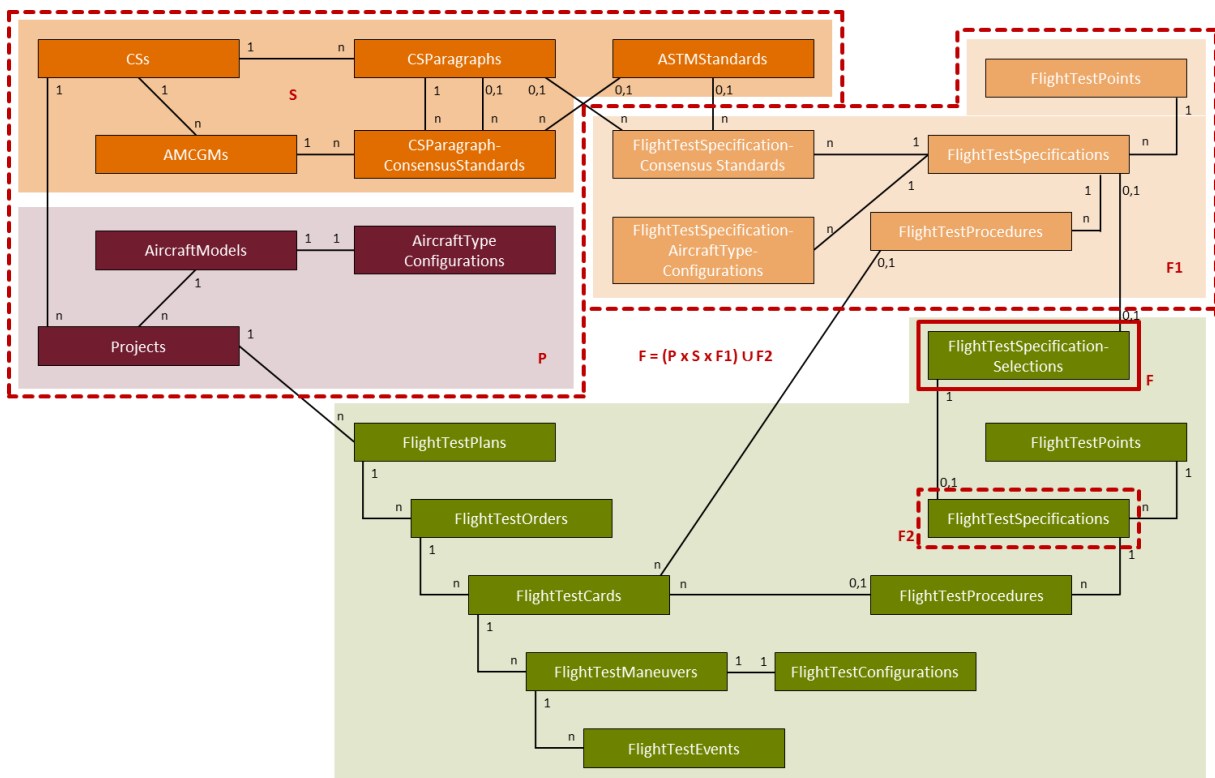


Abbildung 6.31: Datenbank-Relationen und Objekte zur Planung von Flugversuchen

Eine Übersicht über die wesentlichen Relationen und Objekte zeigt Abbildung 6.31. Wie bereits in Kapitel 6.3.1 präsentiert, sind bzw. werden die verschiedenen Daten in mehreren Datenbanken hinterlegt. Der Übersichtlichkeit halber wurden die zuvor eingeführten Farben

zur Repräsentation der einzelnen Datenbanken hier übernommen, so dass schnell ersichtlich ist, zu welcher Datenbank eine Relation bzw. ein Objekt gehört: dunkelrot für die PM-Datenbank, orange für die AS-Datenbank und grün für die CP-Datenbank. Zusätzlich zu den einzelnen Relationen bzw. Objekten sind die jeweiligen Kardinalitäten angegeben. Diese beschreiben in der Datenmodellierung wie viele Entitäten eines Entitätstyps mit genau einer Entität des anderen am Beziehungstyp beteiligten Entitätstyps (und umgekehrt) in Beziehung stehen können oder müssen.

Filterung bzw. Selektion der relevanten Testpunkte

In der PM-Datenbank existieren u.a. die Relationen „Projects“, „AircraftModels“ und „Aircraft-TypeConfigurations“. In „Projects“ sind die Metadaten des Projekts enthalten, wie z.B. der Projektname, ein Akronym, der Projektstatus sowie das Start- und Enddatum. Jedem Projekt ist zudem genau ein Flugzeugmodell zugeordnet (wohingegen ein Flugzeugmodell mehreren Projekten zugeordnet sein kann). Jedes Flugzeugmodell verfügt wiederum über eine spezifische Konfiguration (z.B. Vorhandensein eines Einziehfahrwerks, Anzahl an Klappenstufen und Tanks, usw.). Auch der in Kapitel 6.1.1 erwähnte ATC ist ein wichtiger Bestandteil der Konfiguration. Zusätzlich ist in jedem Projekt hinterlegt, nach welcher CS die Zertifizierung erfolgen soll und welche AMC/GM-Version Anwendung findet.

In der AS-Datenbank sind einerseits die für die Zulassung relevanten Bauvorschriften „CSs“ und Industriestandards „ASTMStandards“ sowie weiter erläuterndes Material in Form von „AMCGMs“ hinterlegt. Eine CS besteht aus mehreren „CSParagraphs“, den einzelnen Paragraphen, in denen die eigentlichen Anforderungen an das zu zertifizierende Luftfahrzeug enthalten sind. Seit der reorganisierten CS-23, Amendment 5 [9] wird in den AMC/GMs angegeben, welche Standards als von der Zulassungsbehörde akzeptierte Standards für die jeweiligen CS-Paragraphen verwendet werden können. Diese anerkannten Standards sind als Consensus Standards in der Relation „CSParagraphConsensusStandards“ gespeichert mit Verweis auf den zu Grunde liegenden CS-Paragraphen und die AMC/GM-Version. Als Consensus Standards kommen sowohl ASTM-Standards als auch CS-Paragraphen älterer CSs in Frage, falls ein ASTM-Standard nicht alle erforderlichen Anforderungen abdeckt oder (noch) nicht existiert.

Andererseits beinhaltet die AS-Datenbank eine Vielzahl an „FlightTestPoints“, die ihm Rahmen der Flugerprobung zu absolvieren sind, und deren „FlightTestSpecifications“ sowie „FlightTestProcedures“. Während ein Testpunkt das Thema des Versuchs angibt, z.B. Bestimmung der Startrollstrecke (Ground roll) und Startstrecke (Take-off distance) als Indikatoren für die Startleistung oder Ermittlung der Überziehgeschwindigkeit (Stall speed), beschreibt eine Spezifikation was für den jeweiligen Testpunkt gemacht werden muss und/oder welche Anforderungen an das Ergebnis gestellt werden. Zu einem Testpunkt kann es mehrere Spezifikationen geben – jeweils eine für eine Gruppe von Luftfahrzeugen. Je komplexer das Luftfahrzeug, desto umfangreicher ist in der Regel auch die Spezifikation. Jede Spezifikation entstammt in der AS-Datenbank einem Consensus Standard. Dies ist in der Relation „FlightTestSpecificationConsensusStandards“ hinterlegt. Die Information, welche Gruppe von Luftfahrzeugen einer Spezifikation zugeordnet ist, erfolgt über die Relation „FlightTestSpecificationAircraftTypeConfigurations“. Dort sind die entsprechenden Aircraft Type Codes und weitere Konfigurationsparameter gespeichert. Die Prozedur enthält

Informationen darüber wie der Testpilot im Flug zu verfahren hat, um der entsprechenden Spezifikation zu genügen. Jede Spezifikation muss daher mindestens eine Prozedur besitzen. Die Prozeduren zu einer Spezifikation hängen im Wesentlichen vom angewendeten Nachweisverfahren ab (häufig gibt es hier mehrere anerkannte Verfahren) und zudem davon, mit welcher Instrumentierung das Luftfahrzeug (z.B. einem Messsystem) ausgestattet ist.

Ein Vergleich der Relationen „CSParagraphConsensusStandards“ und „FlightTestSpecificationConsensusStandards“ sowie „AircraftTypeConfigurations“ des betrachteten Flugzeugmodells und „FlightTestSpecificationAircraftTypeConfigurations“ ermöglicht die Filterung der für das Projekt relevanten Spezifikationen. Damit ergeben sich auch die relevanten (übergeordneten) Testpunkte. Die Konfigurationen mit den jeweiligen ATCs werden intern als Bitmasken behandelt, so dass über logische Verknüpfungen Datensätze ein- und ausgeschlossen werden können. Aus Datenbanksicht entspricht die Filterung der Spezifikationen (F) einem Kreuzprodukt aus den Relationen in der Projektebene (P), der Standardebene (S) und der Spezifikationsebene (F1):

$$F = (P \times S \times F1) \cup F2$$

In der CP-Datenbank können darüber hinaus kunden- oder projektspezifische „FlightTestPoints“, „FlightTestSpecifications“ (F2) und/oder „FlightTestProcedures“ hinterlegt werden. Derartige Spezifikationen werden mit dem obigen Ergebnis des Kreuzproduktes vereinigt, woraus sich dann die „FlightTestSpecificationSelections“ ergeben, die für die Planung der Flugversuche von Relevanz sind.

Planung der Flug- und Bodenversuche

Grundlage für die Detailplanung der Flug- und Bodenversuche bildet die Auswahl an relevanten Spezifikationen und mit diesen verknüpften Testpunkten und Prozeduren. Jedes Projekt besteht aus einem oder mehreren „FlightTestPlans“ auf Basis des mit der Zulassungsbehörde abgestimmten Flight Test Program. Für jede Phase der Flugerprobung lässt sich demnach ein eigener Testplan anlegen. Jeder Testplan enthält die geplanten Flüge sowie deren Reihenfolge. Für jeden Flug wiederum existiert eine Flight Test Order, hinterlegt in der Relation „FlightTestOrders“, in der die Reihenfolge der einzelnen Testpunkte festgehalten ist. Eine Flight Test Order beinhaltet sämtliche relevanten Daten zu einem Flug, wie z.B. Namen des Testpiloten und des Testingenieurs, Zweck und (geplantes) Datum des Fluges, Start- und Zielflughafen sowie Motor-, Block- und Flugzeiten. Darüber hinaus können Zusatzinformationen angegeben werden, wie z.B. einzuhaltende Beschränkungen (Flughöhenbereich, Lastfaktoren, Geschwindigkeiten, usw.), das erforderliche und aktuelle Wetter, Risikobetrachtungen oder auch Mass & Balance-Berechnungen. Jeder Testpunkt ist dabei einer Flight Test Card über die jeweils anzuwendende Prozedur zugeordnet. Diese Testkarten werden in der Relation „FlightTestCards“ gespeichert.

Jeder Testpunkt muss in der Regel in verschiedenen, in der Spezifikation beschriebenen und vom Flugzeugmodell abhängigen „FlightTestConfigurations“, den Flugzeugkonfigurationen erfolgen werden, woraus sich die einzelnen „FlightTestManeuvers“ ergeben. Derzeit implementierte Flugzeugkonfigurationen sind:

- Masse/Gewicht (Mass/weight)

- Schwerpunktlage (Center of gravity)
- (Anfangs-)Höhe (Altitude)
- (Anfangs-)Geschwindigkeit (Speed)
- Leistungseinstellung des Motors (Engine power setting)
- Propellerdrehzahl (Engine speed)
- Ladedruck (Engine manifold pressure)
- Position der Kugellibelle im Wendezeiger (Slip/skid indicator)
- Fahrwerksposition (Landing gear)
- Stellung der Landeklappen (Flaps)
- Stellung der Bremsklappen (Speed brakes) und/oder Störklappen (Spoilers)
- Stellung der Kühlerklappe (Cowl flap)

Diese Manöver müssen für jede Testkarte individuell erstellt werden und beinhalten zudem die Anzahl an erforderlichen Wiederholungen. Auch die Reihenfolge der einzelnen Manöver innerhalb einer Testkarte wird vorab festgelegt.

Über die Export-Funktion lässt sich eine Flight Test Order mit ihren gesamten Testkarten, den zugehörigen Manövern und Flugzeugkonfigurationen im JSON-Format abspeichern. Diese Daten können dann von der Online-Anwendung eingelesen und zur Anzeige gebracht werden.

Auswertung der Flug- und Bodenversuche

Die Auswertung der einzelnen Boden- und Flugversuche lässt sich mit Hilfe verschiedener Auswerteprogramme durchführen; die Resultate können anschließend mit der vorliegenden Softwareanwendung verwaltet werden. Dazu werden die sogenannten „FlightTestEvents“ verwendet, wobei jedes Event ein tatsächlich erfolgtes Manöver repräsentiert und demnach der entsprechenden Manöverdefinition zugeordnet ist. Ein Event kann sowohl manuell erstellt als auch mit Hilfe der Import-Funktion erzeugt werden. Im letzteren Fall werden die Events von der Online-Anwendung generiert (siehe Kapitel 6.3.5) und beinhalten neben einer eindeutigen fortlaufenden Nummer die Start- und Endzeit des absolvierten Versuchs. Auch die aufgezeichneten Messdaten beinhalten (zukünftig) diese eindeutige Nummer, was die Zuordnung der Messdaten zum jeweiligen Event bedeutend vereinfacht.

Jedes Flight Test Event verfügt über zwei weitere Attribute, mit denen der jeweilige Teststatus und das Testergebnis angegeben werden können. Der Teststatus kann die Werte „New“, „In progress“, „Completed“ oder „Canceled“ annehmen und beschreibt folglich, ob das jeweilige Event neu, noch in Bearbeitung, erfolgreich abgeschlossen oder abgebrochen wurde. Wurde ein Event erfolgreich abgeschlossen, so kann im nächsten Schritt die (Offline-) Auswertung der Messdaten erfolgen. Das Ergebnis dieser Auswertung lässt sich dann als Testergebnis festhalten, welches die Werte „New“, „Pending“, „Passed“ und „Failed“ annehmen kann (siehe dazu auch Kapitel 6.4.3).

Nicht nur für jedes Flight Test Event, sondern auch für jedes Flight Test Maneuver, für jede Flight Test Card und Flight Test Order sowie für jeden Flight Test Plan werden der Teststatus und das Testergebnis erfasst. Eine manuelle Anpassung sowohl des Teststatus als auch des Testergebnisses ist lediglich für ein manuell erzeugtes Event möglich; bei

einem importierten Event kann nur das Testergebnis manipuliert werden, da der Teststatus vom Online-System gesetzt wird. In allen Fällen (vom Testmanöver bis hoch zum Testplan) ist keine manuelle Änderung erlaubt; das Setzen beider Werte erfolgt hier automatisch basierend auf den Werten der jeweils untergeordneten Ebene. Muss ein Manöver beispielsweise drei Mal absolviert werden, so sind für dieses Manöver mindestens drei abgeschlossene Events erforderlich. In diesem Fall gilt auch das Manöver als abgeschlossen. Da die entsprechende Testkarte in der Regel noch weitere Manöver beinhaltet, ist die Testkarte als „in Bearbeitung“ gekennzeichnet. Gleiches gilt für die übergeordnete Flight Test Order und den Flight Test Plan. Wurde von den drei geflogenen Events hingegen ein Manöver abgebrochen, so gelten, unter der Annahme, dass kein Ersatzevent geflogen worden ist, auch das Manöver und alle übergeordneten Instanzen als abgebrochen.

Grafische Benutzeroberfläche

Wie Abbildung 6.32 zeigt, besteht die grafische Benutzeroberfläche aus einem Hauptfenster, welches über eine Menüleiste (1) verfügt und in mehrere Seiten unterteilt ist. Die Navigation und Auswahl der Seiten erfolgt über Registerkarten bzw. Tabs (2) im oberen Bereich des Fensters. Für die Anzeige der Daten werden vorzugsweise Tabellenansichten (3) verwendet; teilweise sind die Daten der Übersichtlichkeit halber auf mehrere Einzelansichten verteilt.

Über die Menüleiste können z.B. ein neues Projekt angelegt, das Dialogfenster zur Verwaltung der Datenbankverbindungen geöffnet oder die Anwendung geschlossen werden. Die Tabs gruppieren die Inhalte bzw. Ansichten und sind hierarchisch angeordnet; d.h. die Tabs der obersten Ebene verfügen über weitere Tabs in untergeordneten Ebenen. Auf der obersten Ebene stehen die folgenden Tabs zur Verfügung:

- „Projects“: Verwaltung der Projekte und Planung/Auswertung der Boden- und Flugversuche
- „Aircraft, systems & installations“: Verwaltung der Luftfahrzeuge, Systeme sowie deren Installationen
- „Documents & standards“: Verwaltung der Bauvorschriften, Industriestandards und des Begleitmaterials; auch die zuvor beschriebenen Consensus Standards der CS-Paragraphen werden hier festgelegt
- „Flight test points, specifications & procedures“: Verwaltung der Testpunkte, deren Testspezifikationen und Testprozeduren; auch die zuvor beschriebenen Consensus Standards der Spezifikationen sowie die Zuordnung, welche Gruppe von Luftfahrzeugen eine Spezifikation hinsichtlich ihrer Konfiguration und des ATC abdeckt, werden hier festgelegt
- „Persons & organizations“: Verwaltung von Personen und Organisationen

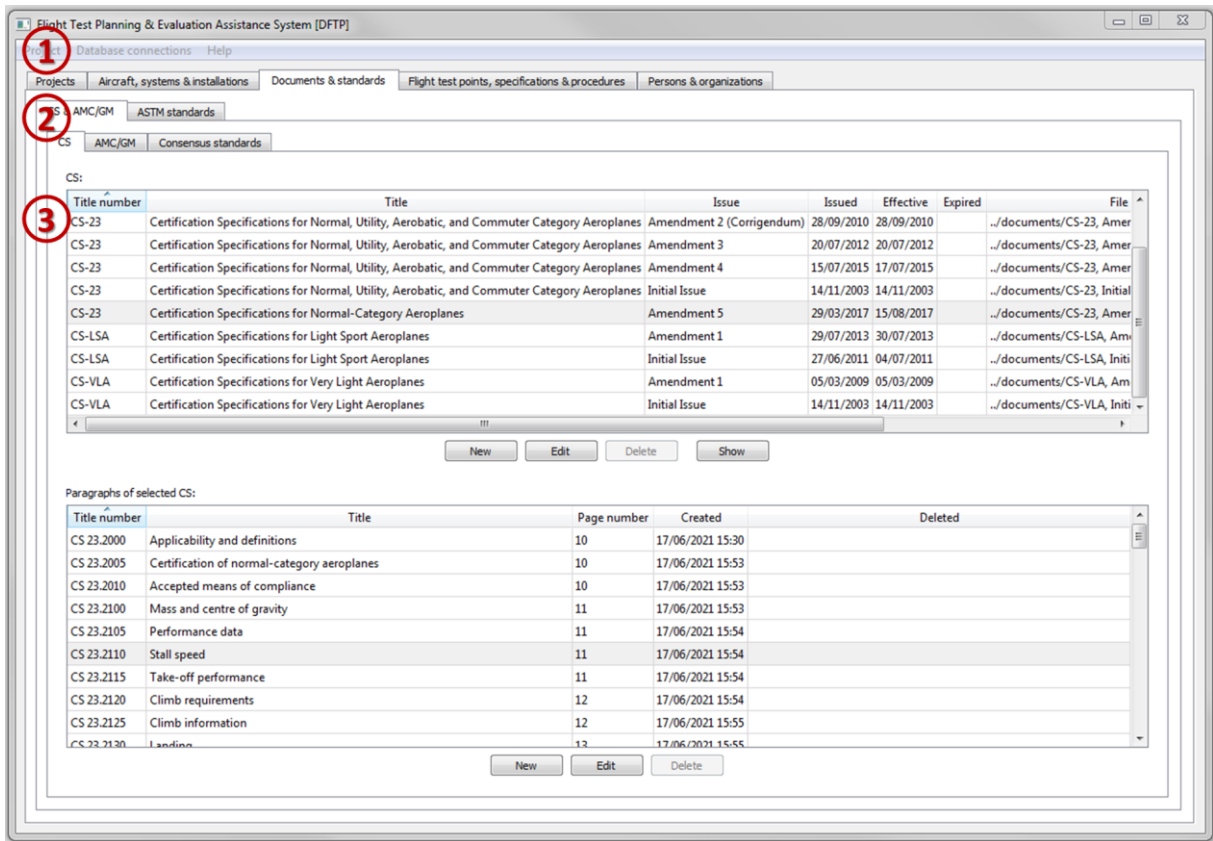


Abbildung 6.32: Grafische Benutzeroberfläche der Softwareanwendung zur Unterstützung in der Planung und Auswertung von Flugversuchen

Das Hinzufügen eines neuen Datensatzes sowie das Editieren bestehender Datensätze erfolgt über Eingabedialoge, die über Druckknöpfe unterhalb der Anzeigeelemente oder über ein Kontextmenü aufgerufen werden.

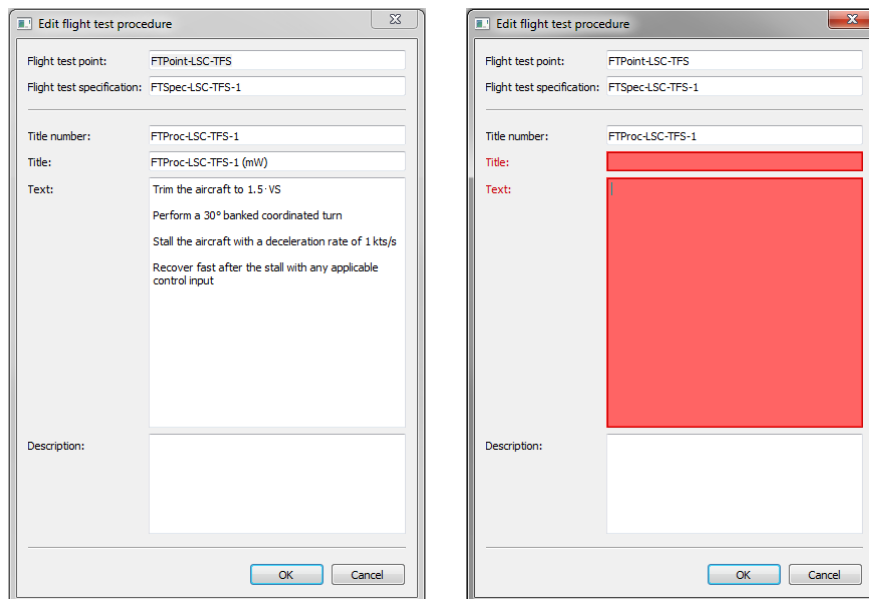


Abbildung 6.33: Dialogfenster zur Eingabe einer Testprozedur (links: valide Eingabe; rechts: unvollständige Eingabe)

In Abbildung 6.33 ist exemplarisch das Dialogfenster zum Editieren einer Testprozedur dargestellt. Im oberen Bereich sind der übergeordnete Testpunkt und die übergeordnete Testspezifikation angegeben, auf die sich diese Testprozedur bezieht. Darunter folgen die relations- bzw. objektspezifischen Eingabefelder. Die einzelnen Felder in den Eingabemasken validieren ihren eingegebenen Text selbstständig anhand von im Quellcode hinterlegten Parametern (z.B. Eingabe ist zwingend erforderlich oder optional, Anzahl an maximalen erlaubten Zeichen, Wertebereich, usw.). Dadurch wird sichergestellt, dass in die Datenbank nur vollständige und valide Daten gespeichert werden. Während die eingegebenen Daten im linken Dialogfenster korrekt und vollständig sind, sind die eingegebenen Daten im rechten Dialogfenster unvollständig. Darauf wird der Benutzer entsprechend hingewiesen. Das „Look & Feel“ sämtlicher Fenster, Seiten und Dialoge ist über Style-Sheets anpassbar.

Für weitere Beispiele zur grafischen Benutzeroberfläche der Softwareanwendung zur Planung und Auswertung von Flugversuchen wird auf Kapitel 6.4.3 verwiesen.

6.3.5 Softwareanwendung zur Unterstützung in der Durchführung von Flugversuchen

Zusätzlich zur zuvor beschriebenen Offline-Anwendung wurde eine Softwareapplikation zur Unterstützung bei der Flugdurchführung (als Teil des Online-Systems) entwickelt. Diese ermöglicht eine kontextsensitive Darstellung der für den Testpiloten und -ingenieur in der Situation relevanten Inhalte und zudem eine Überwachung der Flugerprobung im Echtzeit-Betrieb.

Auch für diese Anwendung wurde auf das Qt-Framework zurückgegriffen. Das grafische Front-End wurde dabei in der deklarativen Sprache QML (Qt Modeling Language) erstellt, welches sich durch beispielsweise dynamische Typbindung schnell anpassen und erweitern lässt. Das Back-End wiederum basiert auf der Programmiersprache C++ zur effizienten Verarbeitung von Datenströmen, wie z.B. der Erfassung und Darstellung von Echtzeit-Messdaten der eingerüsteten Sensorik. Die Kombination aus QML und C++ erlaubt so eine performante Prozessierung bei gleichzeitig dynamischer Anpassbarkeit.

Beim gesamten Entwicklungsprozess wurde leichte Bedienbarkeit und schnelle Erfassbarkeit der relevanten Informationen priorisiert. Die Applikation darf während des gesamten Fluges weder den Testpiloten noch den Testingenieur überfordern, da diese in der Regel bereits mit anderen Tätigkeiten ausgelastet sind. Interaktive Elemente waren daher auf ein Minimum zu reduzieren und komplexere Texteingaben soweit wie möglich zu vermeiden. Vorzugsweise sollte die Anwendung auf einem mobilen Endgerät (Tablet) ausgeführt werden, welches im Luftfahrzeug befestigt wird. Einen ersten Eindruck der Anwendung bietet Abbildung 6.34. Die „Setup View“ gibt einen schnellen Überblick über die allgemeinen Fluginformationen sowie über die zu absolvierenden Flight Test Cards mit ihren individuellen Testpunkten und deren Status in Abhängigkeit der zu erfliegenden Manöver.

Der generelle Ablauf sieht so aus, dass eine zuvor mit dem Offline-System erstellte und im JSON-Format exportierte Flight Test Order über (1) geladen werden kann. Die hinterlegten Metainformationen, wie z.B. der Name des Testpiloten und des Testingenieurs oder die Kennung des Flugzeuges, werden in (2) dargestellt. Der Nutzer kann an dieser Stelle noch einmal sicherstellen, dass er die richtige Flight Test Order verwendet und sich anschließend ein Bild über die jeweiligen Flight Test Cards in (3) machen. Diese geben zudem mittels Farbkodierung Aufschluss darüber, ob eine entsprechende Testkarte bereits erfolgreich

abgeschlossen wurde (grün), noch offene Manöver beinhaltet (gelb) oder ob einzelne Manöver abgebrochen wurden (rot). Mit einem Klick auf die entsprechende Karte wird der Nutzer direkt zur Durchführung dieser weitergeleitet.

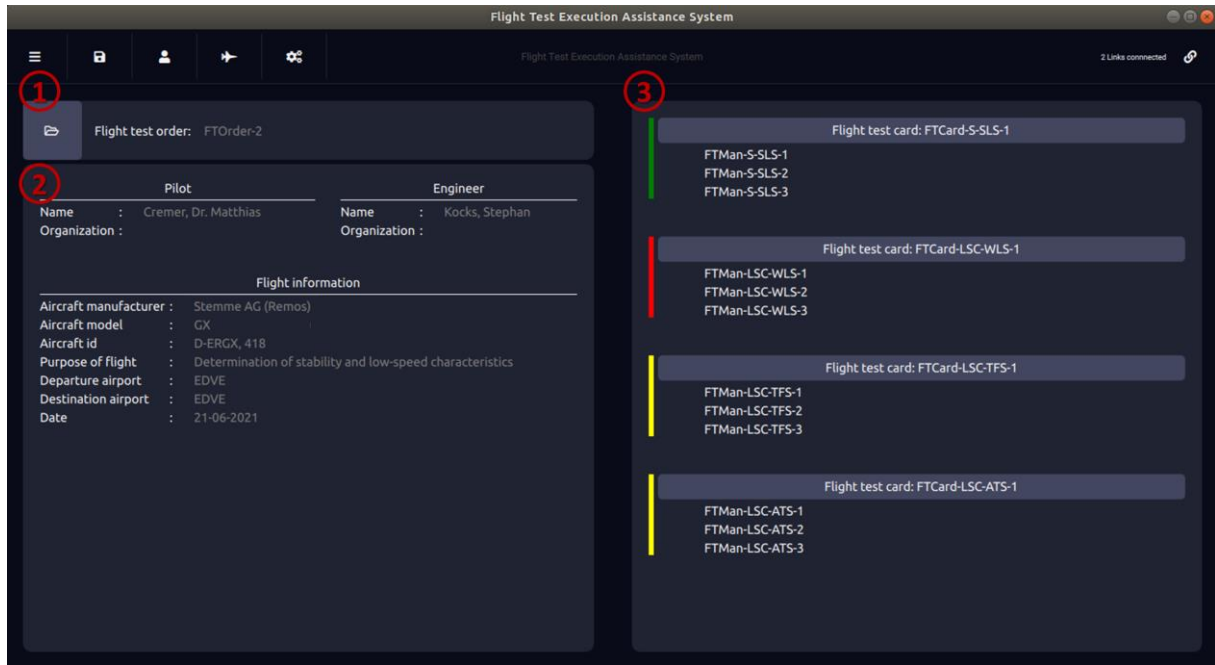


Abbildung 6.34: „Setup-View“ der Softwareanwendung zur Unterstützung in der Durchführung von Flugversuchen

Abbildung 6.35 zeigt die „Monitoring-View“ während der Manöverdurchführung. In (1) kann eine Testkarte ausgewählt und entsprechend der Reihenfolge vor und zurückgegangen werden. Unter Punkt (2) werden links alle zur Testkarte gehörigen Manöver und deren jeweilige Anzahl an Wiederholungen gelistet sowie der Status der einzelnen Repetitionen farblich dargestellt. Auf der rechten Seite kann der Nutzer die Spezifikation und vor allem Prozedur einsehen, die zur Testkarte gehören. In (3) wiederum wird links ein Überblick über die einzuhaltende Konfiguration für das jeweilige Manöver gegeben. Dabei ist zu unterscheiden einerseits in solche Konfigurationsparameter, die nicht aktiv gemessen werden und vom Piloten manuell als „eingehalten“ (grün) markiert werden können; und andererseits in solche, die aus der Sensorik in Echtzeit mit Daten gespeist werden und vom System über einen Soll-/Istwert-Vergleich automatisch geprüft werden können. Der entsprechende Wertebereich, der als gültig anerkannt wird, kann zuvor durch die Planungsanwendung mitgegeben werden. Auch die Anzahl der überprüften Konfigurationsparameter ist dabei dynamisch und lässt sich für jede Flight Test Order individuell festlegen. Die Entscheidung, ob ein Manöver erfolgreich abgeschlossen wurde oder nicht, liegt letztlich jedoch beim Nutzer, welcher dies durch einen Klick entweder auf „Complete“ oder „Cancel“ für die aktuelle Repetition angibt.

Durch jeden Start einer Repetition wird zudem ein Event erzeugt. Events sind aufsteigend durchnummerierte Ereignisse, die mindestens den Start- und Endzeitpunkt der jeweiligen Repetition sowie den Status (abgeschlossen oder abgebrochen) festhalten. Auf diese Weise

kann bei der späteren Auswertung des Fluges nachvollzogen werden, welche Manöver zu welchem Zeitpunkt geflogen und ob diese erfolgreich abgeschlossen wurden.

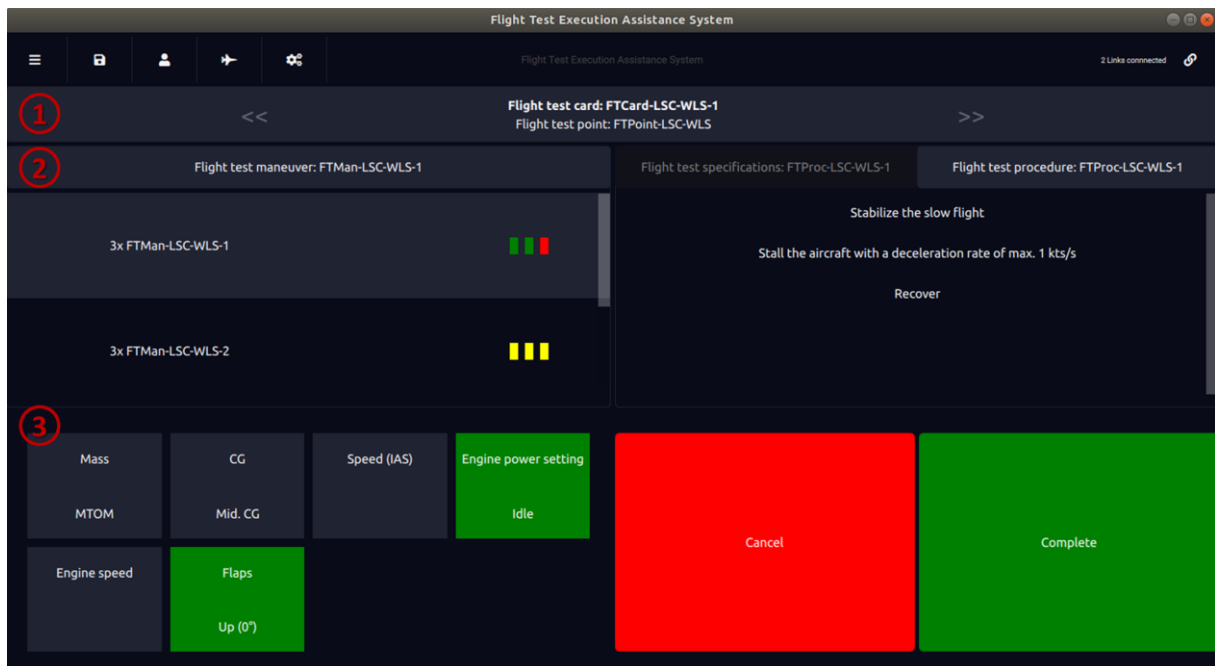


Abbildung 6.35: „Monitoring-View“ der Softwareanwendung zur Unterstützung in der Durchführung von Flugversuchen

Zur Übertragung von Messdaten (im derzeitigen Ausbauzustand ausschließlich) für den Soll-/Istwert-Vergleich der eingestellten Testkonfiguration wird das C2Land-Protokoll verwendet. Dieses Protokoll wurde im Rahmen vorangegangener Projekte [20] entwickelt und ermöglicht einen effizienten Transport von hochfrequenten Messdaten. Der Aufbau ist in Abbildung 6.36 dargestellt.

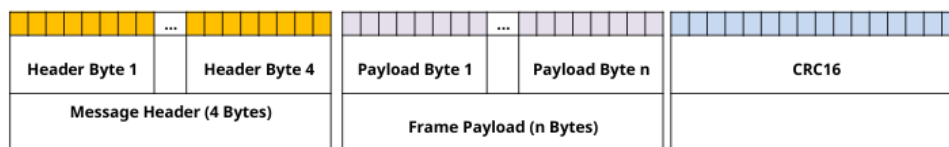


Abbildung 6.36: Aufbau des C2Land-Protokolls

Das Protokoll besteht aus einem Header, einer Payload und einer zyklischen Redundanzprüfung (CRC), welche die Korrektheit der Daten unter Rauschen sichert. Durch unterschiedliche Nachrichtentypen mit jeweils einer einmaligen Kennung innerhalb des Header und der entsprechenden Feldnummer eines Parameters innerhalb der Nachricht lassen sich so aus der Planungsanwendung eindeutige Beziehungen zwischen den erforderlichen Konfigurationsparametern und den im C2Land-Protokoll definierten Größen herstellen.

6.4 Versuchsdurchführung und Auswertung

6.4.1 Testflug zur Flugerprobung

Es wurde ein Testflug mit der Remos GX der Firma messWERK durchgeführt, um die Flugerprobung aus der Perspektive eines Testpiloten und Testingenieurs kennenzulernen. Der Flug begann und endete am Flughafen Braunschweig-Wolfsburg (EDVE) und dauerte ca. eine Stunde. Während des Fluges wurden Manöver zur Untersuchung der statischen Längsstabilität sowie zur Bestimmung der Überziehggeschwindigkeit geflogen. Das Luftfahrzeug war mit einem Messsystem zur Erfassung sämtlicher erforderlicher Parameter (u.a. Position, Luftdaten, Anstell- und Schiebewinkel, Steuereingaben und -kräfte) ausgestattet.

Die Arbeitsbelastung insbesondere des Testpiloten lag relativ schnell nach Beginn der Testaktivitäten auf einem sehr hohen Niveau, da neben der korrekten Durchführung der einzelnen Manöver entsprechend der vorgegebenen Testprozedur eine Vielzahl von Parametern im Blick gehalten und Toleranzen eingehalten werden mussten. Zeitgleich mussten diverse Werte manuell erfasst und aufgeschrieben werden, was, wie bereits zu in Kapitel 4 beschrieben, sehr fehleranfällig war, wie die Auswertung im Nachhinein zeigte. Zusätzlich zur mentalen Belastung war die physische Belastung infolge der teils abrupten Lastwechsel, Drehbeschleunigungen aber auch wegen der Enge im Flugzeug nicht zu vernachlässigen.

Die bei diesem Flug gesammelten Erfahrungen flossen ebenfalls in die Entwicklung – vor allem – des Assistenzsystems ein.

6.4.2 Verifikation des Messsystems

Die Firma messWERK besitzt für Forschungszwecke ein zweisitziges Ultraleichtflugzeug vom Typ Remos GX des Herstellers Remos AG, seit 2017 eine Tochter der Stemme AG. Es handelt sich um einen abgestrebten Schulterdecker mit Kreuzleitwerk in Composite-Bauweise mit der Registrierung D-ERGX. Angetrieben wird das Flugzeug durch einen Vierzylinder-Viertakt-Boxermotor des Typs Rotax 912 UL-S.

Dieses Forschungsflugzeug wird unter anderem betrieben, um neuentwickelte Messtechnik im Flug erproben und kalibrieren zu können. Mit Hilfe des Flugzeugs war es möglich, die im Rahmen von DekoM entwickelte Flugschwingmesstechnik, in Form des neukonzipierten messBUS inklusive der mB_Acc Beschleunigungsplatinen (siehe Kapitel 6.2.3), abschließend im Flugversuch zu verifizieren. Dazu wurden diverse Flüge durchgeführt, bei denen die Flugzeugstruktur zwecks Schwingungsmessung gezielt angeregt wurde.

Im Folgenden werden zunächst die Herausforderungen bei der Einrüstung der Messanlage in das Flugzeug geschildert, bevor anschließend eine exemplarische Datenauswertung zwecks Plausibilitäts- und Güteüberprüfung thematisiert wird.

Installation der Messanlage

Im Unterschied zu der schrittweisen Erprobung im Laborversuch lag der Fokus der Fluguntersuchungen insbesondere auf den Aspekten Zuverlässigkeit und Identifikation der Einsatzgrenzen. Aus diesem Grund wurde zusätzlich zu der standardmäßig im Flugzeug vorhandenen Messanlage die maximale Anzahl von 30 neuen Beschleunigungssensoren an

schwingungskritischen Positionen des Flugzeuges angebracht. Entscheidend bei der Wahl der Einbauorte ist zum einen die Steifigkeit der unterliegenden Struktur (Holme), um möglichst unverfälschte Signale messen zu können. Zum anderen wurden insbesondere solche Punkte ausgewählt, an denen sich gleichzeitig mehrere Schwingungsformen beobachten lassen. Die ausgewählten Punkte sind in Abbildung 6.37 und Abbildung 6.38 veranschaulicht.

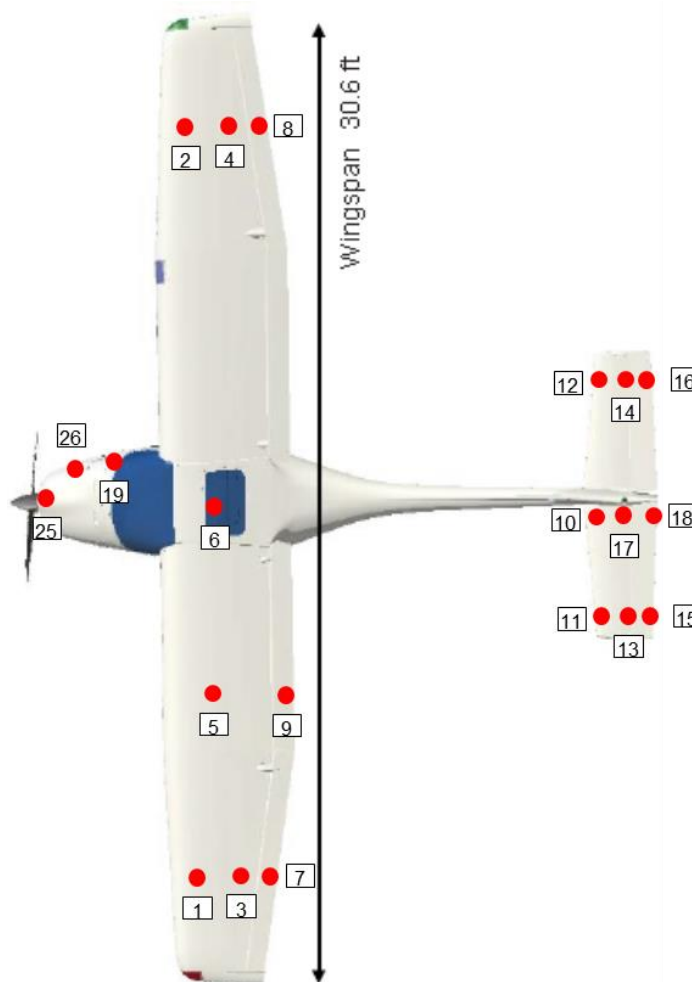


Abbildung 6.37: Verteilung der Beschleunigungssensoren in der Draufsicht



Abbildung 6.38: Verteilung der Beschleunigungssensoren in der Seitenansicht

Schon vor Beginn der Flugversuche, d.h. noch am Boden, ergaben sich durch die im Vergleich zu den initialen Laborversuchen gesteigerten Busknotenzahl zusätzliche Herausforderungen. Diese betrafen einerseits die anfallende Gesamtdatenmenge, deren Übertragung vom Bussystem zum Erfassungsrechner per USB-getunnelter Netzwerkverbindung auf beiden Seiten erhebliche Entwicklungs- und Optimierungsarbeit bedurfte. Andererseits zeigte sich, dass bei der ebenfalls gesteigerten Busstranglänge (Größenordnung > 50 m), die Kabelwahl zunehmende Bedeutung erlangt. So lassen sich die notwendigen Busübertragungsraten über die erforderlichen Kabelstrecken nur mit Kabeln bewerkstelligen, die eine hinreichend geringe Signaldämpfung aufweisen. Gleichzeitig spielen auch die Kabelimpedanzen, insbesondere an den zahlreichen Leitungsübergängen (Steckverbindungen, Abschlusswiderstände) eine entscheidende Rolle. Erschwert wird die elektrische Verkabelung durch aufgrund der ausgewählten Einbaupositionen unvermeidliche Bustopologie mit zahlreichen Stichen bzw. T-Abzweigungen, welche zwangsläufig zu Signalreflexionen und damit zu Signalstörungen führen. Weitere Herausforderungen bestanden in den Randbedingungen, die durch den Einsatz im Flugzeug herrühren (EMV, etc.). In anderen Industrieanwendungen kommen zur Erfüllung dieser Anforderungen mehrfach geschirmte und paarweise verseilte Kabel zum Einsatz. Diese sind zwar in großer Vielfalt am Markt erhältlich; diese sind jedoch tendenziell sehr steif und weisen deutlich zu große Kabeldurchmesser (~ 8 mm) auf, als das sie auf der Außenstruktur von Kleinflugzeugstrukturen verlegt werden könnten, ohne die Aerodynamik entscheidend zu stören. Nach umfangreichen, vorbereitenden Untersuchungen konnte die Aufgabe schließlich durch die geschickte Kombination verschiedener Kabelarten gelöst werden. Es zeigte sich, dass bei Einsatz doppelt geschirmter Kabel auf möglichst großen Busabschnitten, an anderer Stelle Spielräume für den Einsatz dünnerer und damit flexiblerer Kabel ergeben. Während die dickeren Kabel möglichst innen in der Flugzeugstruktur verlegt werden, können die dünneren Pendants etwa an bewegten Teilen (Ruderflächen, Klappen) oder strömungskritischen Stellen zum Einsatz kommen. Des Weiteren müssen auch die Sensorachsen während des Einbaus berücksichtigt werden. Die Designentscheidung, auf drei Busanschlussbuchsen pro Platine zu setzen, rentierte sich in dieser Phase ebenfalls, da dadurch der Einbau vereinfacht wurde. Die Orientierung bei der Montage der Platinen kann beliebig gewählt werden, da die schlussendlich gewünschte Sensitivitätsachse sich im Zuge der Datenauswertung rechnerisch aus den drei Beschleunigungskomponenten ermitteln lässt. Um die Messung nicht zu verfälschen, wurde für die Befestigung der Platinen an der Flugzeugstruktur eine steife Klebeverbindung ausgewählt. Zusammen mit des bereits während der Designphase berücksichtigten und im Rahmen der Möglichkeiten optimierten Eigengewichts der Sensorik wurde auf diese Weise die unbeabsichtigte Erzeugung eines zusätzlichen schwingungsfähigen Mehrmassensystems verhindert, welches die gemessenen Schwingungen potentiell hätte verfälschen können. Einige reale Einbaupositionen am Leitwerk des Forschungsflugzeuges sowie die zugehörige Kabelführung kann Abbildung 6.39 und Abbildung 6.40 exemplarisch entnommen werden.

Für die anschließenden Testmessungen von Schwingungen der Flugzeugstruktur mussten diese zunächst durch entsprechende Rudereingaben während des Fluges angeregt werden. Zu diesem Zweck wurden mit der Handkante Schläge auf den Steuerknüppel und mit dem

Fuß ruckartige Tritte auf das Seitenruder ausgeführt. Auf diese Weise wurden alle drei Steuer nacheinander mit Impulsen beaufschlagt.



Abbildung 6.39: Beschleunigungssensoren am Leitwerk der D-ERGX

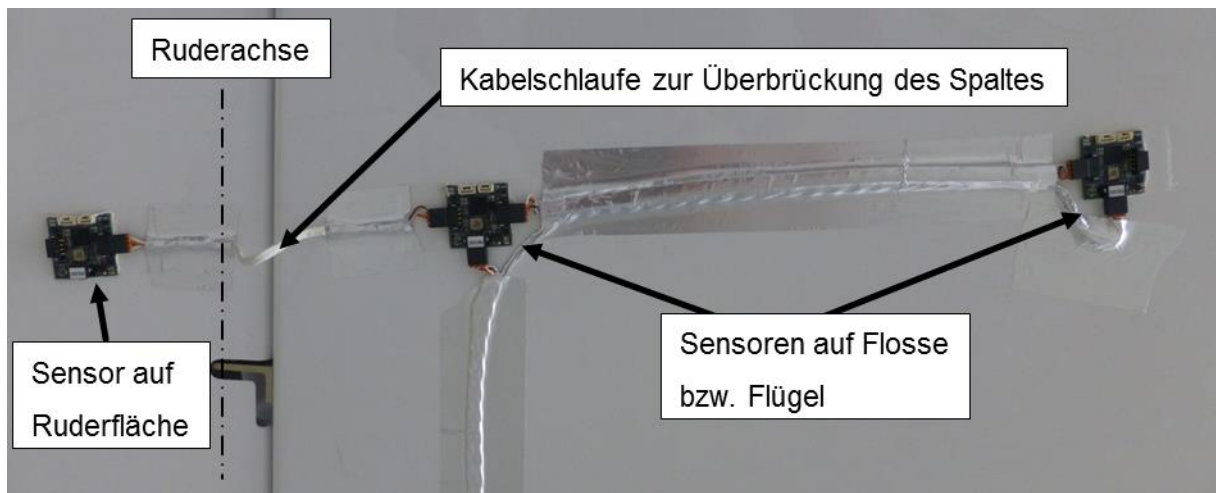


Abbildung 6.40: Typische Anordnung der Sensoren am Flügelende

Datenauswertung und -verifikation

Im Zuge der Datenauswertung lassen sich die Signale einzelner angeregter Schwingungsformen durch Addition oder Subtraktion der einzelnen Beschleunigungsdaten gezielt verstärken bzw. abschwächen. Für ein effizientes Vorgehen ist dabei die genaue Kenntnis über die möglichen Schwingungsformen des Flugzeuges sowie viel Erfahrung unerlässlich. Im Rahmen von DekoM beschränkte sich deshalb die Auswertung lediglich auf eine grundsätzliche Machbarkeitsbetrachtung einer solchen Schwingungsanalyse.

Grundsätzlich kommt es bei der Analyse von Flugschwingversuchen darauf an, die Frequenz und die Dämpfung der einzelnen Schwingungsformen zu bestimmen und zu bewerten.

Hierbei lassen sich grundsätzlich zwei typische Varianten unterscheiden: Zum einen gibt es Schwingungsarten, die unabhängig von der Fluggeschwindigkeit sind. Dies ist zum Beispiel die symmetrische Flügelbiegeschwingung 1. Ordnung. Hierbei schwingen die Flügelenden symmetrisch auf und ab, während der Rumpf durch die große Masse in erster Näherung einen Schwingungsknoten darstellt. Zum anderen gibt es Schwingungsarten, die mit der Fluggeschwindigkeit variieren, zum Beispiel die Höhenruderschwingung. In diesem Fall schwingt das Höhenruder um seine Lagerachse, während die Höhenruderrille gegenphasig mit kleiner Amplitude oszilliert. Die dabei auftretende Schwingungsfrequenz ändert sich mit der Fluggeschwindigkeit, da der mit der Geschwindigkeit steigende Staudruck dämpfend wirkt.

Abbildung 6.41 zeigt die typischen Steuereingaben für die Anregung einer Flugschwingung. Je schärfer die Impulsanregung erfolgt, desto mehr Frequenzen werden angeregt. Da für die Schwingungsanalyse nur Frequenzen bis ca. 50 Hz zu betrachten sind, ist dies an dieser Stelle von nachrangiger Bedeutung.

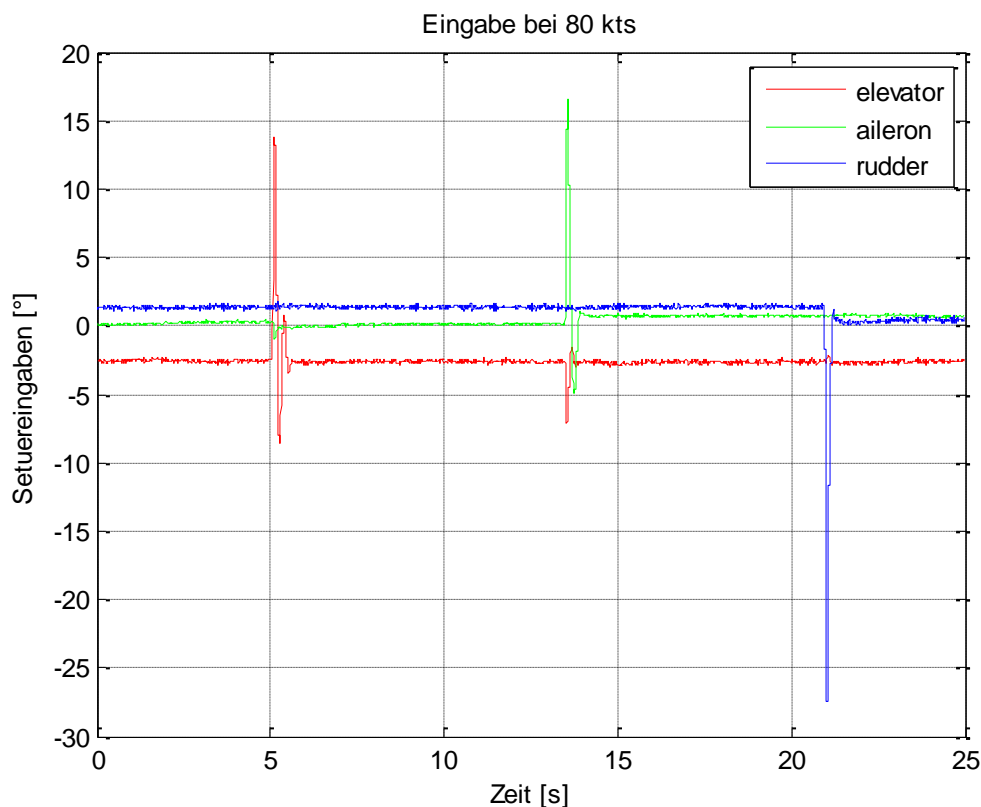


Abbildung 6.41: Steuereingaben als Zeitsignal

Für das erste Beispiel – die Identifikation einer symmetrischer Flügelbiegung 1. Ordnung – werden die Daten der vier Sensoren an den Flügelenden summiert (Positionen 1 bis 4 in Abbildung 6.37). Dies wird gemacht, da sich bei einer reinen Biegungsschwingung alle Sensoren in Phase auf und ab bewegen. Folglich wird die betrachtete Amplitude durch die Summierung der Daten verstärkt. Im Falle einer Torsionsschwingung würde hingegen das summierte Signal gedämpft, da die Sensoren 1 und 3 bzw. 2 und 4 gegenphasig laufen. Somit lassen sich diese beiden Schwingungsformen voneinander unterscheiden. Ganz

eindeutig ist diese Methode jedoch nicht, da die Sensoren üblicherweise nicht vollständig symmetrisch um die jeweilige Schwingungsachse angeordnet werden können. Das führt dazu, dass auch in den kombinierten Signalen immer noch Anteile anderer Formen enthalten bleiben. Somit ist erst durch den Vergleich verschiedener Sensorkombinationen und die Kenntnis des ungefähren Frequenzbereiches der zu erwartenden Schwingungsform eine eindeutige Identifikation möglich.

Abbildung 6.42 zeigt das Amplitudenspektrum für die angeregte Flügelbiegung über die Fluggeschwindigkeiten 80, 90 und 100 kts. Der Peak im Spektrum in Abbildung 6.42 bei 10.5 Hz kann durch Plausibilitätsüberlegungen der symmetrischen Flügelbiegung 1. Ordnung zugeordnet werden. Es ist ersichtlich, dass sich die Frequenz dieser Schwingung mit der Fluggeschwindigkeit nicht ändert. Die Amplitude zeigt hingegen eine leichte Abhängigkeit zu der Fluggeschwindigkeit.

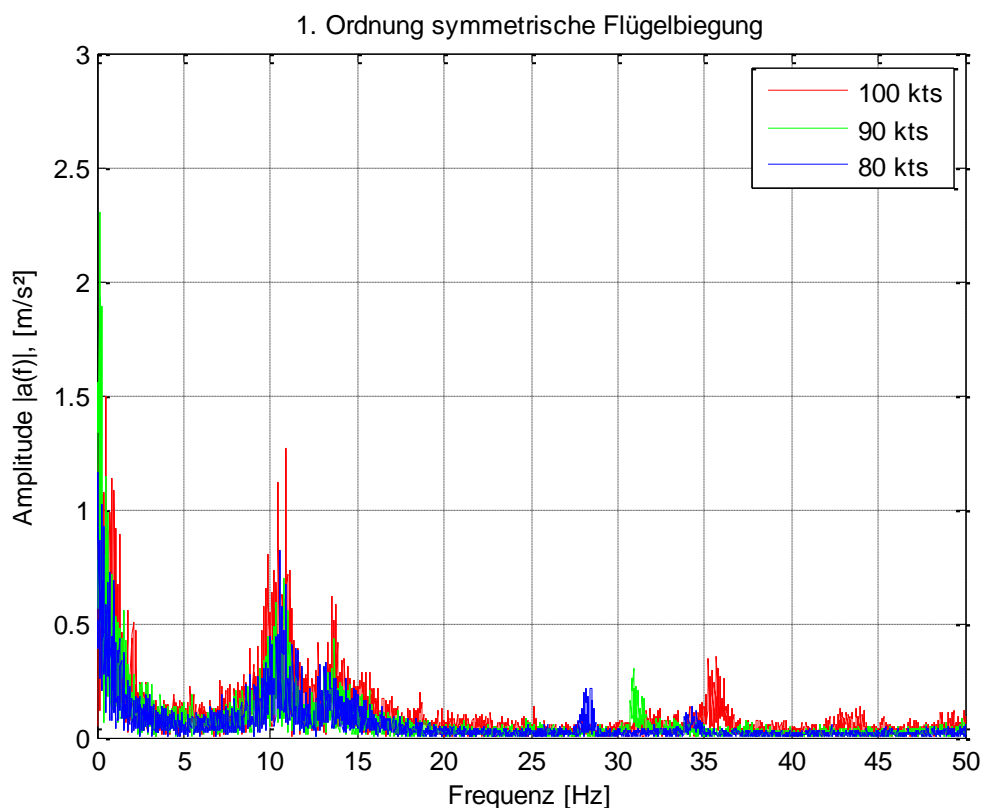


Abbildung 6.42: Amplitudenspektrum für Flügelbiegung

Als zweites Beispiel wurde die symmetrische Höhenruderschwingung oben ausgewählt. Diese Schwingungsform wird durch einen Höhenruderimpuls angeregt und ist in Abbildung 6.41 im Zeitabschnitt von ca. 5 bis 13 s ersichtlich. Für die Analyse werden für diesen Fall die Daten der Sensoren an der Hinterkante der Höhenleitwerksflosse (Nr. 13 und 14) summiert und die Daten der beiden Sensoren auf dem Ruder (Nr. 15 und 16) subtrahiert. Abbildung 6.43 zeigt deutlich mit der Fluggeschwindigkeit steigende Peaks von 85 bis ca. 108 Hz. Diese lassen sich der Höhenruderschwingung zuordnen. Auch die Amplitude steigt mit der Frequenz und folglich die Schwingungsenergie.

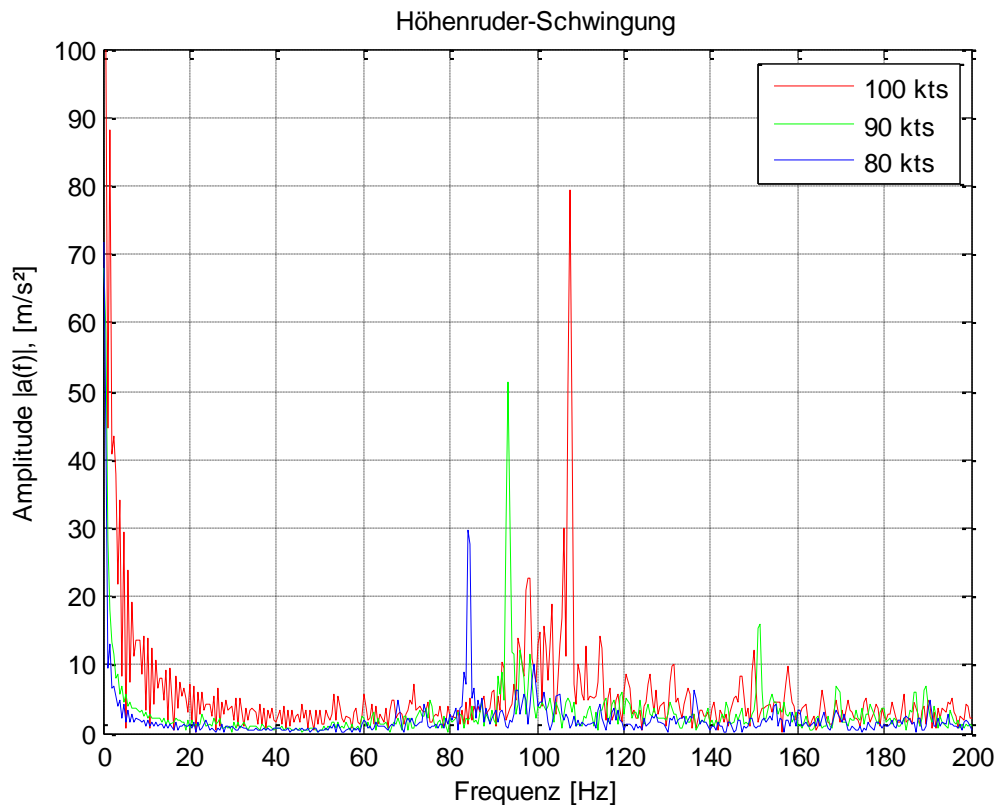


Abbildung 6.43: Höhenruderschwingung

Mit diesem Flugversuch konnten die im Projekt entwickelten Sensoren ihre Eignung für den Einsatz Flugschwingungsversuchen zeigen. Eine detaillierte Datenanalyse für derartige Versuche wird von messWERK auch zukünftig nicht angestrebt. Stattdessen erfolgt für solche Projekte weiterhin, wie auch schon in der Vergangenheit, eine Zusammenarbeit mit Aeroelastikern.

6.4.3 Verifikation des Assistenzsystems

Anhand eines exemplarischen Flugerprobungsprojektes wurde das Assistenzsystem bestehend aus der Offline- und Online-Anwendung (siehe Kapitel 6.3.4 bzw. 6.3.5) hinsichtlich seiner Funktionsfähigkeit und der korrekten Ausführung der implementierten Funktionalitäten verifiziert. Dabei wurde die gesamte Prozesskette beginnend mit der Flugversuchsplanung über die Flugversuchsdurchführung bis hin zur (Verwaltung der Ergebnisse der) Flugversuchsauswertung simuliert.

Eine geplante Validierung im Flugversuch konnte aufgrund der vorherrschenden COVID-19-Pandemie nicht durchgeführt werden. Für derartige Flüge wäre der Aufenthalt von zwei Personen aus unterschiedlichen Haushalten im Testflugzeug über einen längeren Zeitraum erforderlich gewesen, was die Hygieneverordnungen des Bundes bzw. des Landes Niedersachsen sowie der Technischen Universität Braunschweig nicht zuließen. Es ist jedoch beabsichtigt die Validierung im Nachfolgeprojekt iBos nachzuholen.

Flugversuchsplanung

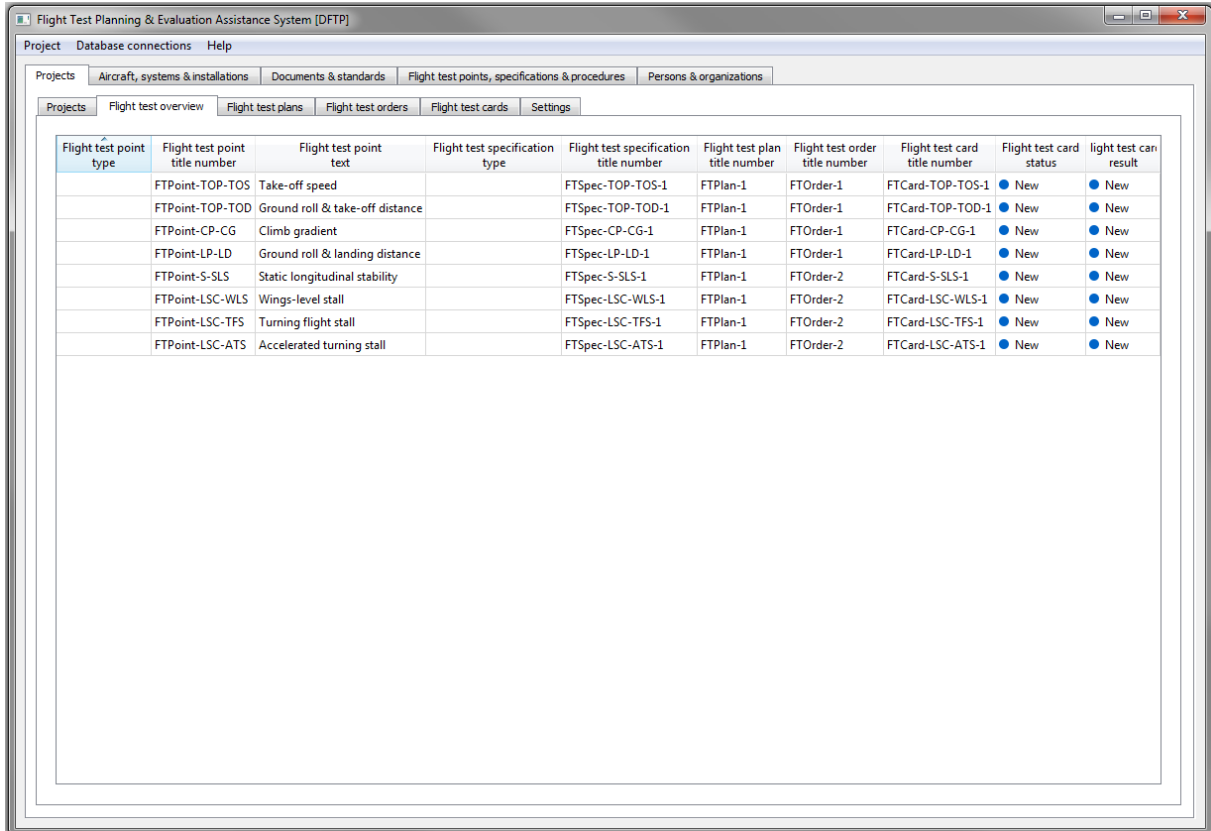
Im Rahmen der Flugversuchsplanung wurde in der Offline-Anwendung des Assistenzsystems ein Projekt mit dem Namen „DekoM Flight Test Project“ angelegt. Als Flugzeug wurde die Remos GX der Firma messWERK ausgewählt; die zu Grunde liegende Bauvorschrift war die reorganisierte CS-23, Amendment 5 [9] mit den zugehörigen Begleitmaterialien AMC/GM, Issue 1 [6].³ Gemäß ASTM-Standard F3061/F3061M-17 [1] lautet der Aircraft Type Code (ATC) der Remos GX wie folgt: 1 S R L L D L N. Das Luftfahrzeug verfügt über Landeklappen sowie einen Tank. Ein Einziehfahrwerk besitzt es nicht.

Das Ziel des Flugerprobungsprojektes lag darin, zum einen die Flugleistung beim Start, im Steigflug sowie bei der Landung zu bestimmen und zum anderen die Eigenschaften hinsichtlich der Stabilität und im Langsamflug zu untersuchen. Nach dem Anlegen des Projektes wurden die folgenden acht Testpunkte (richtigerweise) von der Anwendung als relevant eingestuft:

- FTPoint-TOP-TOS: Take-off speed
- FTPoint-TOP-TOD: Ground roll & take-off distance
- FTPoint-CP-CG: Climb gradient
- FTPoint-LP-LD: Ground roll & landing distance
- FTPoint-S-SLS: Static longitudinal stability
- FTPoint-LSC-WLS: Wings-level stall
- FTPoint-LSC-TFS: Turning flight stall
- FTPoint-LSC-ATS: Accelerated turning stall

Für diese Testpunkte wurden anschließend jeweils eine Flight Test Card erstellt, die zu insgesamt zwei Flight Test Orders hinzugefügt wurden – eine zur Bestimmung der Leistungsparameter und eine zur Untersuchung der Flugeigenschaften. Beide Flight Test Orders wurden darüber hinaus einem Flight Test Plan zugeordnet. Da noch keine Flugversuche absolviert wurden und demnach auch noch keine Auswertung vorhanden war, zeigten sowohl der Teststatus als auch das Testergebnis für jeden Testpunkt bzw. für jede zugehörige Flight Test Card den Wert „New“. In Abbildung 6.44 ist genau diese Komposition anschaulich dargestellt.

³ Sämtliche erforderlichen Bauvorschriften, Begleitmaterialien und ASTM-Standards sowie die notwendigen Testpunkte, -spezifikationen und -prozeduren wurden zuvor in die Datenbank(en) eingepflegt. Gleiches gilt für das verwendete Luftfahrzeug, die Systeme sowie für die im Projekt benötigten Personen und Organisationen.



Flight test point type	Flight test point title number	Flight test point text	Flight test specification type	Flight test specification title number	Flight test plan title number	Flight test order title number	Flight test card title number	Flight test card status	Flight test card result
	FTPoint-TOP-TOS	Take-off speed		FTSpec-TOP-TOS-1	FTPlan-1	FTOrder-1	FTCard-TOP-TOS-1	● New	● New
	FTPoint-TOP-TOD	Ground roll & take-off distance		FTSpec-TOP-TOD-1	FTPlan-1	FTOrder-1	FTCard-TOP-TOD-1	● New	● New
	FTPoint-CP-CG	Climb gradient		FTSpec-CP-CG-1	FTPlan-1	FTOrder-1	FTCard-CP-CG-1	● New	● New
	FTPoint-LP-LD	Ground roll & landing distance		FTSpec-LP-LD-1	FTPlan-1	FTOrder-1	FTCard-LP-LD-1	● New	● New
	FTPoint-S-SLS	Static longitudinal stability		FTSpec-S-SLS-1	FTPlan-1	FTOrder-2	FTCard-S-SLS-1	● New	● New
	FTPoint-LSC-WLS	Wings-level stall		FTSpec-LSC-WLS-1	FTPlan-1	FTOrder-2	FTCard-LSC-WLS-1	● New	● New
	FTPoint-LSC-TFS	Turning flight stall		FTSpec-LSC-TFS-1	FTPlan-1	FTOrder-2	FTCard-LSC-TFS-1	● New	● New
	FTPoint-LSC-ATS	Accelerated turning stall		FTSpec-LSC-ATS-1	FTPlan-1	FTOrder-2	FTCard-LSC-ATS-1	● New	● New

Abbildung 6.44: Übersicht über die zu absolvierenden Testpunkte (nach der Planung)

In einem nächsten Schritt wurden für jede Flight Test Card die einzelnen Testmanöver erstellt. Jedes Testmanöver verfügt über eine Titelnummer und einen Titel, wobei beide auch identisch sein können. Außerdem sind die Anzahl der erforderlichen Wiederholungen sowie die Konfigurationsparameter einzutragen. Das Testmanöver FTMan-S-SLS-3 beispielsweise, welches im Rahmen der Untersuchung zur statischen Längsstabilität benötigt wurde, erforderte die maximale Abflugmasse sowie eine mittlere Schwerpunktlage. Die Anfangsgeschwindigkeit sollte bei Leerlauf 60 kts betragen und die Landeklappen sollten in Landestellung sein. In den Eingabefeldern der Konfigurationsparameter können sowohl Zahlenwerte (z.B. 60 kts) als auch alphanumerische Werte (z.B. Landing (35°)) angegeben werden. Letztere sind dabei vorab in den Projekteinstellungen zu definieren; die dazugehörigen realen Werte lassen sich dort ebenfalls hinterlegen. Das Dialogfenster zur Erstellung des oben beschriebenen Testmanövers zeigt Abbildung 6.45. Nach dem Klick auf den OK-Knopf wurde das neue Testmanöver auch in der entsprechenden Flight Test Card angezeigt (siehe Abbildung 6.46).

Nachdem für alle Flight Test Cards die nötigen Testmanöver angelegt und die entsprechenden Daten der beiden Flight Test Orders erfolgreich exportiert worden waren, war die Flugplanung abgeschlossen.

New flight test maneuver

Flight test plan: FTPlan-1
 Flight test order: FTOrder-2
 Flight test card: FTCard-S-SLS-1

Title number: FTMan-S-SLS-3
 Title: FTMan-S-SLS-3
 Flight test status: New
 Flight test result: New
 Number of repetitions: 1

Mass: MTOM kg
 Center of gravity: Mid. CG mm

Altitude (MSL): ft
 Speed (IAS): 60 kts
 Engine power setting: Idle
 Engine speed: rpm
 Engine manifold pressure: inHg
 Slip/skid indicator position:
 Landing gear position:
 Flap position: Landing (35°) s
 Speed brake position:
 Spoiler position:
 Cowl flap position:

OK Cancel

Abbildung 6.45: Dialogfenster zur Eingabe eines Testmanövers

Flight Test Planning & Evaluation Assistance System [DFTF]

Project Database connections Help

Projects Aircraft, systems & installations Documents & standards Flight test points, specifications & procedures Persons & organizations

Projects Flight test overview Flight test plans Flight test orders Flight test cards Settings

Flight test plan: FTPlan-1
 Flight test order: FTOrder-2

Flight test cards Flight test maneuvers Flight test events

Flight test card: FTCard-S-SLS-1

Flight test plan title number	Flight test order title number	Flight test card title number	Sequence number	Title number	Title	Status	Result	Number of repetitions	Mass	Center of gravity	Altitude (MSL)	Speed (IAS)	Engine power setting	Engine speed	Engine manifold pressure	Slip/skid indicator position	Landing gear position	Flap position	Speed brake position	Spoiler position	Cowl flap position		
FTPlan-1	FTOrder-2	FTCard-S-SLS-1	1	FTMan-S-SLS-1	FTMan-S-SLS-1	New	New	1	MTOM	Mid. CG		60 kts	Idle					Landing (35°)					
FTPlan-1	FTOrder-2	FTCard-S-SLS-1	2	FTMan-S-SLS-2	FTMan-S-SLS-2	New	New	1															
FTPlan-1	FTOrder-2	FTCard-S-SLS-1	3	FTMan-S-SLS-3	FTMan-S-SLS-3	New	New	1															

New Edit Delete Up Down

Abbildung 6.46: Anzeige der einer Testkarte zugehörigen Manöver inkl. Konfiguration

Flugversuchsdurchführung

Für die Flugversuchsdurchführung kam die Online-Anwendung zum Einsatz, in der die exportierten Flight Test Order-Daten (nacheinander) importiert wurden. Sämtliche geplanten Flight Test Cards, Testpunkte, Prozeduren und Manöver sowie weitere Daten wurden von der Online-Anwendung korrekt gruppiert und dargestellt.

Anschließend wurden für beide Flight Test Orders die erforderlichen Manöver „absolviert“ in dessen Rahmen entsprechende Events generiert worden sind. Die Abarbeitung der einzelnen Manöver erfolgte dabei so, dass

- sämtliche Testpunkte der ersten Flight Test Order vollständig abgeschlossen wurden,
- die Testpunkte FTPoint-S-SLS und FTPoint-LSC-WLS der zweiten Flight Test Order vollständig abgeschlossen wurden,
- der Testpunkt FTPoint-LSC-TFS der zweiten Flight Test Order nicht vollständig abgeschlossen wurde (hier wurde ein Manöver nicht absolviert) sowie
- der Testpunkt FTPoint-LSC-ATS der zweiten Flight Test Order nicht vollständig abgeschlossen wurde (hier wurde ein Manöver abgebrochen).

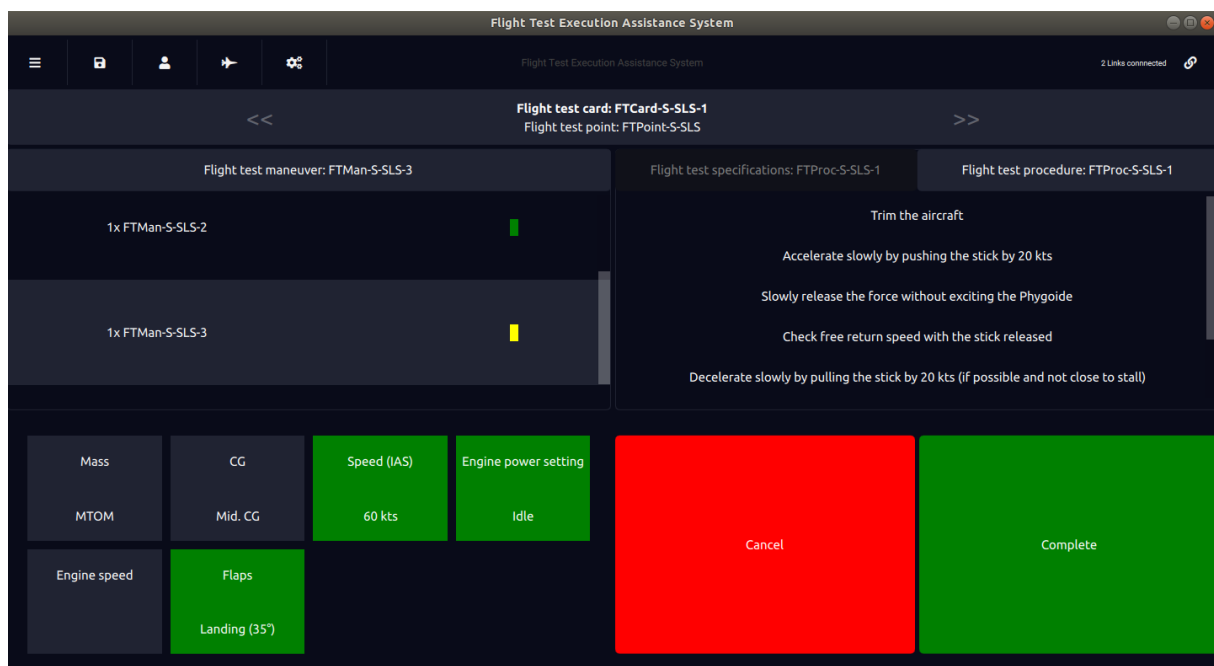


Abbildung 6.47: „Monitoring View“ während der Absolvierung eines Testmanövers

Zur Verifikation des Soll-/Istwert-Vergleichs der Konfigurationsparameter mit den Messdaten der Sensorik wurde die Online-Anwendung mit einem Datengenerator verbunden, der entsprechende Messdaten künstlich erzeugt. Die generierten Daten schwankten dabei jeweils um einen fest definierten Mittelwert und wurden über das C2Land-Protokoll weitergegeben. Die Datenübertragung verlief fehlerfrei; zudem zeigte sich, dass auch die farbliche Markierung der Konfigurationsparameter in der Online-Anwendung problemlos funktionierte. Die „Monitoring View“ während der Absolvierung eines Testmanövers zur Untersuchung der statischen Längsstabilität veranschaulicht Abbildung 6.47.

Flugversuchsauswertung

Nachdem beide Flüge „durchgeführt“ wurden, stand im weiteren Verlauf die Auswertung der Messdaten an. Da diese mit Hilfe externer Programme erfolgte, war sie kein Bestandteil der hier beschriebenen Verifikation. Das Ergebnis der Auswertung war für die Offline-Anwendung hingegen relevant, so dass im Folgenden darauf eingegangen wird.

Die von der Online-Anwendung generierten Ereignisse wurden von der Planungsanwendung erfolgreich importiert und entsprechende Flight Test Events mit den im vorherigen Abschnitt festgelegten Teststatus generiert. Bzgl. der Testergebnisse wurden die folgenden Annahmen getroffen:

- Alle Testergebnisse der Testpunkte der ersten Flight Test Order gelten als „bestanden“
- Alle Testergebnisse des Testpunktes FTPoint-S-SLS der zweiten Flight Test Order gelten als „bestanden“
- Mit Ausnahme eines Testergebnisses gelten alle Testergebnisse des Testpunktes FTPoint-LSC-WLS der zweiten Flight Test Order als „bestanden“; ein Testergebnis gilt als „nicht bestanden“
- Alle Testergebnisse der (erfolgreich abgeschlossenen) Testpunkte FTPoint-LSC-TFS und FTPoint-S-ATS der zweiten Flight Test Order gelten als „bestanden“

Diese Annahmen haben zur Folge, dass sämtliche Testpunkte der ersten Flight Test Order zur Bestimmung der Flugleistung erfolgreich abgeschlossen sind und auch die Auswertung zufriedenstellende Ergebnisse zeigt; der Teststatus ist demnach für alle Testpunkte „abgeschlossen“, das Testergebnis „bestanden“.

Für die zweite Flight Test Order zur Untersuchung der Flugeigenschaften ergibt sich aufgrund der Annahmen ein anderes Bild. Lediglich der Testpunkt FTPoint-S-SLS ist vollständig absolviert mit positivem Testergebnis. Für den Testpunkt FTPoint-LSC-WLS wurden zwar alle erforderlichen Manöver erfolgreich abgeschlossen; da das Testergebnis eines Events jedoch als „fehlgeschlagen“ deklariert wurde (und dafür kein Ersatzevent erfolgen wurde), gilt das Testergebnis des gesamten Testpunktes ebenfalls als „fehlgeschlagen“. Bei den Testpunkten FTPoint-LSC-TFS und FTPoint-S-ATS wurde ein Manöver ausgelassen bzw. abgebrochen, was zu einem Teststatus von „in Bearbeitung“ bzw. „abgebrochen“ führt. Ein Testergebnis liegt daher für beide Testpunkte nicht vor, d.h. beide Testergebnisse zeigen den Wert „neu“.

Zu diesem Ergebnis kam auch das Offline-System, wie Abbildung 6.48 zeigt. Die Verifikation galt damit als erfolgreich abgeschlossen.

Flight Test Planning & Evaluation Assistance System [DFTP]

Project Database connections Help

Projects Aircraft, systems & installations Documents & standards Flight test points, specifications & procedures Persons & organizations

Projects Flight test overview Flight test plans Flight test orders Flight test cards Settings

Flight test point type	Flight test point title number	Flight test point text	Flight test specification type	Flight test specification title number	Flight test plan title number	Flight test order title number	Flight test card title number	Flight test card status	Flight test card result
	FTPoint-TOP-TOS	Take-off speed		FTSpec-TOP-TOS-1	FTPlan-1	FTOrder-1	FTCard-TOP-TOS-1	Completed	Passed
	FTPoint-TOP-TOD	Ground roll & take-off distance		FTSpec-TOP-TOD-1	FTPlan-1	FTOrder-1	FTCard-TOP-TOD-1	Completed	Passed
	FTPoint-CP-CG	Climb gradient		FTSpec-CP-CG-1	FTPlan-1	FTOrder-1	FTCard-CP-CG-1	Completed	Passed
	FTPoint-LP-LD	Ground roll & landing distance		FTSpec-LP-LD-1	FTPlan-1	FTOrder-1	FTCard-LP-LD-1	Completed	Passed
	FTPoint-S-SLS	Static longitudinal stability		FTSpec-S-SLS-1	FTPlan-1	FTOrder-2	FTCard-S-SLS-1	Completed	Passed
	FTPoint-LSC-WLS	Wings-level stall		FTSpec-LSC-WLS-1	FTPlan-1	FTOrder-2	FTCard-LSC-WLS-1	Completed	Failed
	FTPoint-LSC-TFS	Turning flight stall		FTSpec-LSC-TFS-1	FTPlan-1	FTOrder-2	FTCard-LSC-TFS-1	In progress	New
	FTPoint-LSC-ATS	Accelerated turning stall		FTSpec-LSC-ATS-1	FTPlan-1	FTOrder-2	FTCard-LSC-ATS-1	Canceled	New

Abbildung 6.48: Übersicht über die absolvierten Testpunkte (nach der Auswertung)

7 Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

Die bewilligten Mittel wurden hauptsächlich für die anteiligen Personalkosten bei messWERK verwendet. Die Mitarbeiter führten die Entwicklungen der Hard- und Software durch und waren in die Planung, Instrumentierung und Durchführung von Flugversuchen involviert. Aushilfskräfte konnten hierfür nicht eingesetzt werden. Ein weiterer Posten waren die Kosten für Material. Hierzu zählte vor allem die Beschaffung von Elektronikkomponenten und die Herstellung und Bestückung von speziellen Leiterplatten. Ein kleiner Teil der bewilligten Mittel wurde für den Einsatz des Forschungsflugzeuges verwendet.

8 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Messsysteme im (Klein-)Flugzeugmarkt sind bislang meist rudimentär, unflexibel und bieten dem Benutzer wenig Unterstützung bei der Durchführung von Flugversuchen. In diesem Projekt wurde busbasierte Messtechnik an die Anforderungen der Luftfahrt hinsichtlich Synchronität, Zuverlässigkeit und Genauigkeit weiterentwickelt. Durch die dezentrale Datenerfassung, die Hot-Plugging-Fähigkeit und die Konfigurationsabsicherung wird das Gesamtsystem flexibler und einfacher anpassbar. Weiterhin wurde es erst durch die Zusammenarbeit mit dem Institut für Flugführung der Technischen Universität Braunschweig möglich, die Gesamtkette der Flugversuchsdurchführung bestehend aus Planung, Durchführung und Auswertung zu optimieren. Damit wurde eine Steigerung der Effektivität und der Sicherheit in der Flugerprobung erreicht. Allein mit eigenen Mitteln und ohne Unterstützung durch unsere Kunden wäre diese Weiterentwicklung nicht möglich gewesen.

9 Voraussichtlicher Nutzen, Verwertbarkeit

9.1 Erfindungen/Schutzrechtsanmeldungen

Zu Schutzrechtsanmeldungen kam es in diesem Vorhaben nicht.

9.2 Wirtschaftliche Erfolgsaussichten

Die Weiterentwicklung des Systems stellt die Grundlage für eine neue Systemarchitektur des Messsystems dar. messWERK wird dieses nun zu einem operationell einsetzbaren System weiterentwickeln, das dann bei Kunden im Rahmen von Dienstleistungen eingesetzt wird. Insbesondere durch die Fortschritte des Sensorsystems im Bereich der Flattermessungen erhofft sich messWERK zusätzlichen Kunden akquirieren zu können.

9.3 Wissenschaftlich/technische Erfolgsaussichten

Besonders seitens der Hardware sind deutliche Fortschritte im Rahmen des Projektes erzielt worden. Damit ist ein wesentlicher Schritt zur kommerziellen Nutzung der Ergebnisse möglich geworden. Die Weiterentwicklung und Verbesserung des Messsystems bis zu diesem Punkt ist technisch überschaubar und wird von messWERK derzeit vorangetrieben. messWERK wird die entwickelten Sensoren weiterhin insbesondere in wissenschaftlichen Projekten zusammen mit wissenschaftlichen Partnern einsetzen.

9.4 Wissenschaftliche und wirtschaftliche Anschlussfähigkeit

Neben der Zusammenarbeit mit und Unterstützung von wissenschaftlichen Einrichtungen durch den Einsatz der Sensorsysteme für diverse Forschungsvorhaben ist die effektive Einbeziehung von Spezialisten am Boden während laufender Flugversuche zunächst eine wissenschaftliche Fragestellung. Hierzu soll im DekoM-Nachfolgevorhaben iBos eine intelligente Bodenstation entwickelt werden, die die knappe Ressource einer Telemetrie-Verbindung für den Einsatz in Kleinflugzeugen nutzbar macht. In diesem Projekt arbeiten wieder die beiden Partner aus DekoM zusammen.

10 Bekanntgewordener Fortschritt anderer Stellen

Während der Laufzeit ist den Projektpartner kein erwähnenswerter Fortschritt in diesem Themengebiet bei Dritten bekannt geworden. Auf nationalen und internationalen Konferenzen ist dieses Nischenthema auch nicht zu erwarten. Es ist somit nicht ausgeschlossen, dass beispielsweise ein Flugzeughersteller hier interne Entwicklungen vorangetrieben hat. Über einen kommerziellen Einsatz solcher Assistenzsysteme ist dem Projektpartner nichts bekannt geworden.

11 Zusammenfassung

Dieser Abschlussbericht präsentiert die Arbeiten und erzielten Ergebnisse des Verbundvorhabens DekoM. Sämtliche zu bearbeitenden Arbeitspakete wurden erfolgreich abgeschlossen. Das Verbundvorhaben wurde gefördert durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) und verwaltet vom Projektträger Luftfahrtforschung des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR).

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Anhang A

Tabelle A.1: ASTM-Standards

Bezeichnung	Titel
F2490-05	Standard Guide for Aircraft Electrical Load and Power Source Capacity Analysis
F3011-13	Standard Specification for Performance of Angle of Attack System
F3060-16a	Standard Terminology for Aircraft
F3061/F3061M-17	Standard Specification for Systems and Equipment in Small Aircraft
F3062/F3062M-16	Standard Specification for Installation of Powerplant Systems
F3063/F3063M-16a	Standard Specification for Design and Integration of Fuel/Energy Storage and Delivery System Installations for Aeroplanes
F3064/F3064M-15	Standard Specification for Control, Operational Characteristics and Installation of Instruments and Sensors of Propulsion Systems
F3065/F3065M-15	Standard Specification for Installation and Integration of Propeller Systems
F3066/F3066M-15	Standard Specification for Powerplant Systems Specific Hazard Mitigation
F3082/F3082M-16	Standard Specification for Flight for General Aviation Aeroplanes
F3083/F3083M-16	Standard Specification for Emergency Conditions, Occupant Safety and Accommodations
F3093/F3093M-15	Standard Specification for Aeroelasticity Requirements
F3114-15	Standard Specification for Structures
F3115/F3115M-15	Standard Specification for Structural Durability for Small Airplanes
F3116/F3116M-15	Standard Specification for Design Loads and Conditions
F3117-15	Standard Specification for Crew Interface in Aircraft
F3120/F3120M-15	Standard Specification for Ice Protection for General Aviation Aircraft
F3153-15	Standard Specification for Verification of Avionics Systems
F3173/F3173M-15	Standard Specification for Handling Characteristics of Aeroplanes
F3174/F3174M-15	Standard Specification for Establishing Operating Limitations and Information for Aeroplanes

F3179/F3179M-16	Specification for Performance of Aeroplanes
F3180/F3180M-16	Standard Specification for Low-Speed Flight Characteristics of Aeroplanes
F3227/F3227M-17	Standard Specification for Environmental Systems in Small Aircraft
F3228-17	Standard Specification for Flight Data and Voice Recording in Small Aircraft
F3229/F3229M-17	Standard Practice for Static Pressure System Tests in Small Aircraft
F3230-17	Standard Practice for Safety Assessment of Systems and Equipment in Small Aircraft
F3231/F3231M-17	Standard Specification for Electrical Systems in Small Aircraft
F3232/F3232M-17	Standard Specification for Flight Controls in Small Aircraft
F3233/F3233M-17	Standard Specification for Instrumentation in Small Aircraft
F3234/F3234M-17	Standard Specification for Exterior Lighting in Small Aircraft
F3235-17a	Standard Specification for Aircraft Storage Batteries
F3236-17	Standard Specification for High Intensity Radiated Field (HIRF) Protection in Small Aircraft
F3264-17	Standard Specification for Normal Category Aeroplanes Certification

Tabelle A.2: Zulassungsrelevante Testkategorien und -punkte inkl. der zu erfassenden Parameter gemäß [6] und [9]

Nr.	Testkategorien & -punkte	Primäre Parameter	Sekundäre Parameter	Bauvorschriften ¹	Consensus Standards ²
1	Stall Performance: - Stalling Speed	- Dynamischer Druck - Höhenruderausschlag	- Lagewinkel - Anstell- und Schiebewinkel	CS 23.2105 CS 23.2110	ASTM F3179/F3179M-16: 4.1 ASTM F3179/F3179M-16: 4.2 <i>FTG 16 PARAGRAPH 23.45</i> <i>FTG 17 PARAGRAPH 23.49</i>
2	Takeoff Performance: - Takeoff Speed	- Dynamischer Druck - Piloten-Statement		CS 23.2105 CS 23.2115	ASTM F3179/F3179M-16: 4.1 ASTM F3179/F3179M-16: 4.3 <i>FTG 16 PARAGRAPH 23.45</i> <i>FTG 18 PARAGRAPH 23.51</i>
3	Takeoff Performance: - Ground Roll - Takeoff Distance	- Position - Luftdaten - Bahnbewegung	- Beschleunigung - Lagewinkel - Steuereingaben - Landeklappenstellung - Triebwerksparameter	CS 23.2105 CS 23.2115	ASTM F3179/F3179M-16: 4.1 ASTM F3179/F3179M-16: 4.4 <i>FTG 16 PARAGRAPH 23.45</i> <i>FTG 19 PARAGRAPH 23.53</i>
4	Climb Performance – All Engines Operating: - (Steady) Gradient of Climb	- Luftdaten	- Wind (insbesondere Vertikalwind)	CS 23.2105 CS 23.2120	ASTM F3179/F3179M-16: 4.1 ASTM F3179/F3179M-16: 4.9 ASTM F3179/F3179M-16: 4.10 <i>FTG 16 PARAGRAPH 23.45</i> <i>FTG 25 PARAGRAPH 23.65</i>
5	En Route Climb/Descent Performance: - Steady Gradient of Climb - Steady Rate of Climb	- Luftdaten	- Wind (insbesondere Vertikalwind)	CS 23.2105 CS 23.2125	ASTM F3179/F3179M-16: 4.1 ASTM F3179/F3179M-16: 4.9 ASTM F3179/F3179M-16: 4.13 <i>FTG 16 PARAGRAPH 23.45</i>

6	Glide Performance: - Glide Distance - Glide Speed	- Luftdaten	- Wind (insbesondere Vertikalwind)	CS 23.2105 CS 23.2125	ASTM F3179/F3179M-16: 4.1 ASTM F3179/F3179M-16: 4.14 <i>FTG 16 PARAGRAPH 23.45</i> <i>FTG 28 PARAGRAPH 23.71</i>
7	Landing Performance: - Reference Landing Approach Speed	- Dynamischer Druck - Piloten-Statement		CS 23.2105 CS 23.2130	ASTM F3179/F3179M-16: 4.1 ASTM F3179/F3179M-16: 4.15 <i>FTG 16 PARAGRAPH 23.45</i>
8	Landing Performance: - Ground roll - Landing Distance	- Position - Luftdaten - Bahnbewegung	- Beschleunigung - Lagewinkel - Steuereingaben - Landeklappenstellung	CS 23.2105 CS 23.2130	ASTM F3179/F3179M-16: 4.1 ASTM F3179/F3179M-16: 4.16 <i>FTG 16 PARAGRAPH 23.45</i> <i>FTG 29 PARAGRAPH 23.75</i>
9	Landing Performance: - Steady Approach Gradient	- Luftdaten		CS 23.2105 CS 23.2130	ASTM F3179/F3179M-16: 4.1 ASTM F3179/F3179M-16: 4.16 <i>FTG 16 PARAGRAPH 23.45</i> <i>FTG 29 PARAGRAPH 23.75</i>
10	Landing Performance: - Safe Transition to Balked Landing Conditions	- Luftdaten - Steuereingaben - Leistungshebel - Landeklappenstellung	- Höhenruderausschlag - Steuerkräfte	CS 23.2105 CS 23.2130	ASTM F3179/F3179M-16: 4.1 ASTM F3179/F3179M-16: 4.16 <i>FTG 16 PARAGRAPH 23.45</i> <i>FTG 29 PARAGRAPH 23.75</i>
11	Balked Landing Performance: - Steady Climb Gradient, - Level Flight	- Luftdaten - Leistungshebel - Landeklappenstellung	- Höhenruderausschlag - Steuerkräfte	CS 23.2105 CS 23.2130	ASTM F3179/F3179M-16: 4.1 ASTM F3179/F3179M-16: 4.9 ASTM F3179/F3179M-16: 4.17 <i>FTG 16 PARAGRAPH 23.45</i> <i>FTG 30 PARAGRAPH 23.77</i>
12	Flight Characteristics: - Control Forces	- Steuerkräfte	- Dynamischer Druck	CS 23.2135	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 4.2 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 45 PARAGRAPH 23.143</i>

13	Flight Characteristics: - Longitudinal Control	- Steuerkräfte	- Dynamischer Druck	CS 23.2135	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 4.3 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 46 PARAGRAPH 23.145</i>
14	Flight Characteristics: - Directional and Lateral Control	- Steuerkräfte - Querbeschleunigung oder Schiebewinkel	- Dynamischer Druck	CS 23.2135	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 4.4 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 47 PARAGRAPH 23.147</i>
15	Flight Characteristics: - Control during Landings	- Lagewinkel - Dynamischer Druck - Steuerkräfte		CS 23.2135	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 4.7 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 50 PARAGRAPH 23.153</i>
16	Flight Characteristics: - Elevator Control Force in Maneuvers	- Dynamischer Druck - Steuerkräfte - Lastfaktor The following should be recorded for each test condition: (1) Wt./c.g. (2) Pressure altitude. (3) Outside air temperature (OAT). (4) Engine power parameters. (5) Trim setting. (6) Elevator force. (7) Normal acceleration at c.g. (8) Gear/flap position.	- Lagewinkel	CS 23.2135	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 4.8 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 51 PARAGRAPH 23.155</i>
17	Flight Characteristics: - Rate of Roll	- Rollgeschwindigkeit - Lagewinkel	- Quer- und Seitenruderausschlag - Dynamischer Druck	CS 23.2135	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 4.9 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 52 PARAGRAPH 23.157</i>
18	Trim: - Lateral and Directional Trim	- Steuerkräfte - Trimposition	- Dynamischer Druck	CS 23.2140	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 5.1 ASTM F3173/F3173M-15: 5.2 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 63 PARAGRAPH 23.161</i>

19	Trim: - Longitudinal Trim	- Steuerkräfte - Trimposition	- Dynamischer Druck	CS 23.2140	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 5.1 ASTM F3173/F3173M-15: 5.3 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 63 PARAGRAPH 23.161</i>
20	Stability: - Static Longitudinal Stability	- Steuerkräfte - Dynamischer Druck - Höhenruderausschlag		CS 23.2145	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 6.1 ASTM F3173/F3173M-15: 6.2 ASTM F3173/F3173M-15: 6.3 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 70 PARAGRAPH 23.171</i> <i>FTG 71 PARAGRAPH 23.173</i> <i>FTG 72 PARAGRAPH 23.175</i>
21	Stability: - Static Directional and Lateral Stability	- Steuerkräfte - Dynamischer Druck - Quer- und Seitenruderausschlag		CS 23.2145	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 6.1 ASTM F3173/F3173M-15: 6.4 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 70 PARAGRAPH 23.171</i> <i>FTG 73 PARAGRAPH 23.177</i>
22	Stability: - Dynamic Stability	- Lagewinkel - Dynamischer Druck	- Steuerkräfte - Höhenruderwinkel	CS 23.2145	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 6.1 ASTM F3173/F3173M-15: 6.5 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 70 PARAGRAPH 23.171</i> <i>FTG 75 PARAGRAPH 23.181</i>
23	Low-Speed Characteristics: - Wings-Level Stall	- Dynamischer Druck	- Lagewinkel - Anstell- und Schiebewinkel - Höhenruderausschlag	CS 23.2150	ASTM F3180/F3180M-16: 4.1.1 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 86 PARAGRAPH 23.201</i>

24	Low-Speed Characteristics: - Turning Flight and Accelerated Turning Stalls	- Dynamischer Druck	- Lagewinkel - Anstell- und Schiebewinkel - Höhenruderausschlag	CS 23.2150	ASTM F3180/F3180M-16: 4.1.2 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 87 PARAGRAPH 23.203</i>
25	Low-Speed Characteristics: - Departure Characteristics	- Piloten-Statement		CS 23.2150	ASTM F3180/F3180M-16: 4.2 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i>
26	Low-Speed Characteristics: - Spinning	- Steuereingaben - Luftdaten - Inertialdaten		CS 23.2150	ASTM F3180/F3180M-16: 4.3 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 100 PARAGRAPH 23.221</i>
27	Low-Speed Characteristics: - Stall Warning	- Dynamischer Druck - Event		CS 23.2150	ASTM F3180/F3180M-16: 4.4 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 89 PARAGRAPH 23.207</i>
28	Ground and Water Handling Characteristics: - Longitudinal Stability and Control	- Steuerkräfte - Steuerausschläge	- Dynamischer Druck	CS 23.2155	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 7.1 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 106 PARAGRAPH 23.231</i>
29	Ground and Water Handling Characteristics: - Directional Stability and Control	- Steuerkräfte - Steuerausschläge	- Dynamischer Druck	CS 23.2155	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 7.2 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 107 PARAGRAPH 23.233</i>
30	Ground and Water Handling Characteristics: - Operation on Unpaved Runways	- Piloten-Statement oder siehe Takeoff Performance		CS 23.2155	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 7.3 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 108 PARAGRAPH 23.235</i>
31	Miscellaneous Flight Requirements: - Vibration and Buffeting	- Vibrationssensoren - Luftdaten	- Lagewinkel - Bahnbewegung	CS 23.2160	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 8 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 120 PARAGRAPH 23.251</i>

32	Miscellaneous Flight Requirements: - High Speed Characteristics	- Luftdaten	- Höhenruderausschlag - Steuerkräfte	CS 23.2160	ASTM F3173/F3173M-15: 4.1 ASTM F3173/F3173M-15: 9 <i>FTG 39 PARAGRAPH 23.141</i> <i>FTG 121 PARAGRAPH 23.253</i>
33	Aeroelasticity: - Flutter	- siehe Miscellaneous Flight Requirements (Vibration and Buffeting)		CS 23.2245	ASTM F3093/F3093M-15: 4 <i>AMC 23.629</i> <i>FTG 132 PARAGRAPH 23.629</i> <i>AC 23.629-1B</i>
34	Control Systems: - Flight Controls	- Piloten-Statement		CS 23.2300 CS 23.2600 CS 23.2605	ASTM F3117-15: 5.1 ASTM F3232/F3232M-17: 4.2 <i>AMC 23.671</i>
35	Control Systems: - Trim Systems	- Trimposition - Steuerkräfte - Dynamischer Druck		CS 23.2245 CS 23.2300 CS 23.2510 CS 23.2600	ASTM F3232/F3232M-17: 4.4 CS 23.677 <i>FTG 139 PARAGRAPH 23.677</i> <i>AC 23-17C: 23.677</i>
36	Control Systems: - Operation Tests	- siehe Flight Characteristics		CS 23.2250 CS 23.2300	ASTM F3232/F3232M-17: 4.7 <i>AMC 23.683</i> <i>AC 23-17C: 23.683</i>
37	Control Systems: - Spring Devices	- siehe Flight Characteristics - wie bei Flutter		CS 23.2245 CS 23.2250 CS 23.2300	ASTM F3232/F3232M-17: 4.9 <i>AC 23-17C: 23.687</i>
38	Control Systems: - Cable Systems	- Piloten-Statement		CS 23.2250	ASTM F3232/F3232M-17: 4.10 <i>AC 23-17C: 23.689</i>
39	Control Systems: - Wing Flap Controls	- Piloten-Statement		CS 23.2300	ASTM F3232/F3232M-17: 4.11

40	Control Systems: - Flap Interconnection	- Piloten-Statement		CS 23.2300 CS 23.2510	ASTM F3232/F3232M-17: 4.13 <i>FTG 143 PARAGRAPH 23.701</i> <i>AC 23-17C: 23.701</i>
41	Landing Gear: - Landing Gear Extension and Retraction System	- Bewegung des Fahrwerks - ggf. Zustand der Fahrwerksklappen	- Hydraulikdruck - Betätigungskraft	CS 23.2235 CS 23.2305 CS 23.2500 CS 23.2600 CS 23.2605	ASTM F3061/F3061M-17: 13.6 <i>FTG 154 PARAGRAPH 23.729</i> <i>AC 23-17C: 23.729</i>
42	Landing Gear: - Brakes	- Bahnbewegung - Längsbeschleunigung	- Betätigungskraft - Dynamischer Druck	CS 23.2250 CS 23.2305 CS 23.2510	ASTM F3061/F3061M-17: 13.9 <i>AMC 23.735</i> <i>AC 23-17C: 23.735</i>
43	Personnel and Cargo Accommodations: - Pilot Compartment View	- Piloten-Statement		CS 23.2600	ASTM F3117-15: 4.2 CS 23.773 <i>AMC 23.773</i> <i>FTG 162 PARAGRAPH 23.773</i> <i>AC 23-17C: 23.773</i>
44	Personnel and Cargo Accommodations: - Ventilation	- Piloten-Statement - separate CO- Messung		CS 23.2320 CS 23.2510 CS 23.2600	ASTM F3227/F3227M-17: 4.1 <i>FTG 166 PARAGRAPH 23.831</i> <i>AC 23-17C: 23.831</i>
45	Powerplant: - Powerplant Operating Characteristics	- Piloten-Statement		CS 23.2425	ASTM F3064/F3064M-15: 5.1 <i>FTG 195 PARAGRAPH 23.939</i>
46	Powerplant: - Negative Acceleration	- Piloten-Statement - vertikales Lastvielfaches		CS 23.2400 CS 23.2425	ASTM F3064/F3064M-15: 5.2 <i>FTG 196 PARAGRAPH 23.943</i>

47	Powerplant: - Cooling	The following data should be recorded at the time intervals specified in the applicable test programs and may be manually recorded unless the quantity and frequency necessitate automatic or semi-automatic means: (1) Time. (2) Hottest cylinder head temperature. (3) Hottest cylinder barrel temperature (only if a limitation). (4) Engine oil inlet temperature. (5) Outside air temperature. (6) Indicated airspeed km/h (kt). (7) Pressure altitude. (8) Engine r.p.m. (9) Propeller r.p.m. (10) Manifold pressure. (11) Carburettor air temperature. (12) Mixture setting. (13) Throttle setting. (14) Temperatures of components or accessories which have established limits that may be affected by powerplant heat generation.		CS 23.2400	ASTM F3064/F3064M-15: 5.3 ASTM F3064/F3064M-15: 5.4 ASTM F3064/F3064M-15: 5.6 <i>AMC 23.1045</i> <i>FTG 245 PARAGRAPH 23.1041</i> <i>FTG 246 PARAGRAPH 23.1043</i> <i>FTG 248 PARAGRAPH 23.1047</i>
48	Powerplant: - Engine Starting and Stopping	- Piloten-Statement		CS 23.2400 CS 23.2410 CS 23.2425	ASTM F3064/F3064M-15: 5.7 <i>FTG 190 PARAGRAPH 23.903</i>
49	Powerplant: - Induction System Icing Protection	Data to be recorded. (i) Altitude m (feet). (ii) Airspeed (IAS) km/h (Knots). (iii) Ambient air temperature °C (°F). (iv) Carburettor air temperature °C (°F). (v) Carburettor heat control position. (vi) Engine r.p.m. (vii) Engine manifold pressure hPa (in Hg). (viii) Throttle position.		CS 23.2415	ASTM F3066/F3066M15: 5.1 <i>FTG 256 PARAGRAPH 23.1093</i>
50	Propeller: - Propeller Speed and Pitch Limits	- Piloten-Statement		CS 23.2400	ASTM F3065/F3065M-15: 6.1 <i>FTG 11 PARAGRAPH 23.33</i>
51	Fuel System: - Unusable Fuel Supply	- Bodenmessung der Restmenge		CS 23.2410 CS 23.2430	ASTM F3063/F3063M-16a: 5.10 <i>AMC 23.959</i> <i>FTG 207 PARAGRAPH 23.959</i>
52	Fuel System: - Fuel Flow (General)	- Piloten-Statement		CS 23.2400 CS 23.2410 CS 23.2430	ASTM F3063/F3063M-16a: 4.1 ASTM F3063/F3063M-16a: 7.1

53	Fuel System: - Fuel Flow (Multiple Fuel Tanks)	- Piloten-Statement		CS 23.2400 CS 23.2410 CS 23.2430	ASTM F3063/F3063M-16a: 7.5
54	Fuel System: - Hot Weather Operation	The following data should be recorded : – Fuel temperature in the tank – Fuel pressure at the start of the test and continuously during climb noting any pressure failure, fluctuation, or variations – Main and emergency fuel pump operation, as applicable – Pressure altitude – Ambient air temperature, total or static as applicable – Airspeed – Engine power, i.e. engine pressure ratio, gas generator speed, torque, rpm, turbine inlet temperature, exhaust gas temperature, manifold pressure, and fuel flow, as appropriate – Comments on engine operation – Fuel quantities in the fuel tank(s) during take-off – Fuel vapour pressure (for automobile gasoline only), determined prior to test – Fuel grade or designation, determined prior to test		CS 23.2430	ASTM F3063/F3063M-16a: 7.7 <i>AMC 23.961</i> <i>FTG 208 PARAGRAPH 23.961</i>
55	Instrumentation: - Airspeed Indicating System	- Luftdaten - Bahnbewegung		CS 23.2250 CS 23.2500 CS 23.2510	ASTM F3233/F3233M-17: 4.3 <i>AC 23-17C: 23.1323</i> <i>FTG 303 PARAGRAPH 23.1323</i>
56	Instrumentation: - Static Pressure System	Data to be recorded at each test point: (i) Aeroplane IAS. (ii) Aeroplane indicated pressure altitude. (iii) Ground observer indicated pressure altitude. (iv) Radar altimeter indication (if flown along a runway). (v) Wing flap position. (vi) Landing gear position.		CS 23.2250 CS 23.2500 CS 23.2510 CS 23.2615	ASTM F3233/F3233M-17: 4.4 ASTM F3229/F3229M-17: 4.3 <i>AC 23-17C: 23.1325</i> <i>FTG 304 PARAGRAPH 23.1325</i>
57	Operating Limitations and Information: - Minimum Flight Crew	- Piloten-Statement		CS 23.2170 CS 23.2340 CS 23.2600 CS 23.2610	ASTM F3174/F3174M-15: 4.1 ASTM F3174/F3174M-15: 4.8 <i>FTG 373 PARAGRAPH 23.1523</i>

58	Operating Limitations and Information: - Maximum Operating Altitude	- Statischer Druck	- Triebwerksdaten	CS 23.2170 CS 23.2610	ASTM F3174/F3174M-15: 4.1 ASTM F3174/F3174M-15: 4.11 <i>FTG 376 PARAGRAPH 23.1527</i>
----	--	--------------------	-------------------	--------------------------	---

¹ Siehe [9]

² Siehe Tabelle A.1, [8], [15] und [16] (die kursiv gedruckten Dokumente sind nicht in [6] gelistet und dienen als zusätzliche Informationsquelle)

Berichtsblatt

1. ISBN oder ISSN	2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) Schlussbericht	
3. Titel Abschlussbericht zum Vorhaben Dezentralisiertes kontextsensitives Messsystem zur Flugerprobung, DekoM		
4. Autor(en) [Name(n), Vorname(n)] Ulf Bestmann, Stephan Kocks, Jan Troelsen, Björn Brandt, Matthias Cremer	5. Abschlussdatum des Vorhabens 31.12.2020	
	6. Veröffentlichungsdatum	
	7. Form der Publikation Schlussbericht	
8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) messWERK GmbH für Mess- und Anzeigetechnik Hermann-Blenk-Str. 27 38108 Braunschweig	9. Ber.-Nr. Durchführende Institution	
	10. Förderkennzeichen 20Q1706A	
	11. Seitenzahl 108	
12. Fördernde Institution (Name, Adresse) BMWi	13. Literaturangaben 20	
	14. Tabellen 3	
	15. Abbildungen 50	
	16. DOI (Digital Object Identifier)	
17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) Technische Informationsbibliothek, Deutsche Forschungsberichte, Postfach 6080, Hannover 12.08.2021		
18. Kurzfassung Für das Gesamtverständnis von Flugzeugen ist deren Erprobung am Boden und im Flug eine elementare Voraussetzung. Dafür wird hochspezialisierte Messtechnik benötigt, die auf die Anforderungen der Luftfahrt abgestimmt ist. Im Verbundvorhaben „Dezentralisiertes kontextsensitives Messsystem zur Flugerprobung“ (DekoM) war es unter anderem das Ziel derartiger Messtechnik zur Flugerprobung und speziell der Flugschwingungsmessung von Kleinflugzeugen mit verbesserter Qualität der Messungen in den Punkten Genauigkeit, Synchronität und Modularisierung zu entwickeln. Es sollte die Flexibilität und Effizienz in der Flugerprobung gesteigert und die benötigte Erprobungsdauer reduziert werden, um damit wirtschaftliche Vorteile für die Flugzeughersteller zu erzeugen. Zu diesem Zweck wurde von der Firma messWERK GmbH für Mess- und Anzeigetechnik und dem Institut für Flugführung (IFF) der Technischen Universität Braunschweig (TUBS) bereits in den Jahren vor Beginn dieses Verbundvorhabens damit begonnen, ein busbasiertes dezentrales Messsystem zu entwickeln. Dieses Bussystem wurde in Labor-versuchen und ersten Feldeinsätzen bereits exemplarisch erprobt und für vielversprechend befunden. Im Rahmen von DekoM wurde untersucht werden, wie das Messsystem für den Einsatz in der Flugerprobung und der Flugschwingungsmessung weiterentwickelt werden konnte. Im Detail wurde ein effizientes Hot-Plugging und Autodiscovery auf dem Bus untersucht werden, um Sensoren ohne komplexe Konfiguration einbinden zu können. Darüber hinaus wurde die Zuverlässigkeit der Messanlage erhöht. Dazu wurden Funktionen zur Überwachung der Sensoren implementiert, mit denen automatisiert geprüft werden kann, ob alle wichtigen Sensoren einer Messung einsatzbereit und vollständig konfiguriert sind. Ein zusätzlicher Aspekt war die Entwicklung applikationsspezifischer Sensormodule für den Bus, die u.a. zur Analyse von Flugschwing-versuchen herangezogen werden können.		
19. Schlagwörter Flugerprobung, Flattermessung, dezentrales Messsystem, Planungssoftware, Flugversuchsdisplay		
20. Verlag	21. Preis	

Nicht änderbare Endfassung mit der Kennung 1395014-4

Document control sheet

1. ISBN or ISSN	2. type of document (e.g. report, publication) Veröffentlichung (Publikation)	
3. title Final Report of the Project Decentralized Context-Sensitive Measurement System for Flight Testing, DekoM		
4. author(s) (family name, first name(s)) Kocks, Stephan; Brandt, Björn; Troelsen, Jan; Cremer, Matthias; Bestmann, Ulf	5. end of project 31.12.2020	
	6. publication date	
	7. form of publication Sonstiges	
8. performing organization(s) name, address messWERK GmbH für Mess- und Anzeigetechnik Hermann-Blenk-Str. 27 38108 Braunschweig	9. originators report no.	
	10. reference no. 20Q1706A	
	11. no. of pages 108	
12. sponsoring agency (name, address) BMWi	13. no. of references 20	
	14. no. of tables 3	
	15. no. of figures 50	
16. DOI (Digital Object Identifier)		
17. presented at (title, place, date) Technische Informationsbibliothek Deutsche Forschungsberichte Postfach 6080 30060 Hannover 12.08.2021		
18. abstract <p>For the overall understanding of aircraft, their testing on the ground and in flight is an elementary prerequisite. This requires highly specialized measurement technology that is tailored to the requirements of aviation. In the joint project "Decentralized Context-Sensitive Measurement System for Flight Testing" (DekoM), one of the goals was to develop such measurement technology for flight testing and especially for flight vibration measurement of small aircraft with improved measurement quality in terms of accuracy, synchronization and modularization. The aim was to increase flexibility and efficiency in flight testing and to reduce the required testing time in order to generate economic advantages for the aircraft manufacturers.</p> <p>For this purpose, the company messWERK GmbH für Mess- und Anzeigetechnik and the Institute of Flight Guidance of the Technische Universität Braunschweig had already started to develop a bus-based decentralized measurement system in the years before the start of this project. Within the scope of DekoM, it was investigated how the measurement system can be further developed for use in flight testing. Furthermore, the reliability of the measurement system was increased by functions for the monitoring of the sensors, which can be used to automatically check whether all important sensors of a measurement are ready for use.</p> <p>Another goal was to provide support for both the planning and evaluation as well as the actual execution of the flight test activities. To achieve this, the relevant test points were extracted from the certification specifications and accompanying documents and a software application was implemented for detailed planning of the maneuvers to be flown. In addition, an application for the use in flight was implemented. This enables a context-sensitive display of the content relevant to the test pilot in the current situation and also allows monitoring of the individual flight tests in real-time.</p>		
19. keywords Flight testing, flutter measurement, decentralized measurement system, planning software, flight test display, human-machine interface		
20. publisher	21. price	

Nicht änderbare Endfassung mit der Kennung 1395429-4